



TUGAS AKHIR – TM141585

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI DI SEKITAR *AIRFOIL EPPLER 562* DENGAN
PENAMBAHAN *FORWARD WINGTIP FENCE* VARIASI
CANT ANGLE 90°, 85°, 80°**

ANANG SAPUTRA PANJAITAN
NRP. 2113 100 125

Dosen Pembimbing:
Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

PROGRAM SARJANA
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2017

“Halaman ini sengaja dikosongkan”



FINAL PROJECT – TM141585

**NUMERICAL STUDY THREE DIMENSIONAL FLOW
CHARACTERISTIC AROUND *AIRFOIL EPPLER 562*
WITH *FORWARD WINGTIP FENCE CANT ANGLE 90^o, 85^o,
80^o***

ANANG SAPUTRA PANJAITAN
NRP. 2113 100 125

Academic Supervisor:
Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

BACHELOR DEGREE PROGRAM
MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
FACULTY OF INDUSTRIAL
SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY
SURABAYA
2017

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI DI SEKITAR *AIRFOIL EPPLER 562* DENGAN
PENAMBAHAN *FORWARD WINGTIP FENCE* VARIASI
*CANT ANGLE 90°, 85°, 80°***

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

ANANG SAPUTRA PANJAITAN

NRP. 2113 100 125

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr. WAWAN ARIES WIDODO,
ST,MT
NIP. 197104051997021001 (Pembimbing)
2. Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng, PhD,
NIP. 196412281990031002 (Penguji I)
3. NUR IKHWAN, ST.,M.Eng.
NIP. 196709151995121001 (Penguji II)
4. VIVIEN SUPHANDANI DJANALI,
ST.,M.Eng.,Ph.D
NIP. 198105292003122001 (Penguji III)

SURABAYA

JULI, 2017

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI DI SEKITAR *AIRFOIL EPPLER 562* DENGAN
PENAMBAHAN *FORWARD WINGTIP FENCE* VARIASI
CANT ANGLE 90°, 85°, 80°**

Nama Mahasiswa : Anang Saputra Panjaitan
NRP : 2113 100 125
Jurusan : Teknik Mesin FTI-ITS
Dosen Pembimbing : DR. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

Abstrak

Winglet sebagai bentuk usaha mengurangi timbulnya *wingtip vortex* telah berkembang cukup pesat di dunia penerbangan. Berbagai macam jenis *winglet* telah dikembangkan untuk mencari optimalisasi pengurangan *wingtip vortex*. *Winglet* jenis *forward wingtip fence* dipasang pada ujung *airfoil E562* untuk melihat karakteristik aerodinamika fluida yang mengalir dengan sudut serang 0° dan 12°.

Penelitian ini menggunakan metode numerik tiga dimensi dengan menggunakan *software Gambit 2.4* dalam perancangan *geometry* dan *meshing* serta *Fluent 6.3* dalam proses analisa. Benda uji berupa *winglet* jenis *forward wingtip fence* yang dipasang pada ujung *airfoil E562* dengan panjang *chord* 0.36 m, *aspect ratio (AR)* sebesar 5.55, dan variasi *cant angle* $\Lambda = 90^\circ$, $\Lambda = 85^\circ$, $\Lambda = 80^\circ$. Aliran fluida berupa *freestream* dengan kecepatan $v = 10$ m/s dalam kondisi *steady* dengan $Re = 2,4 \times 10^5$. *Turbulence model* pada penelitian ini menggunakan permodelan *k- ω Shear Stress Transport*

Hasil yang diharapkan dari simulasi ini adalah karakteristik aerodinamika dari fluida yang mengalir disekitar benda uji berupa *pressure coefficient*, *lift coefficient*, *drag coefficient*, dan *lift to drag ratio* serta tampilan kontur berupa tekanan dan vektor kecepatan di sekitar *airfoil* secara detail.

Kata kunci : *airfoil E562*, *forward wingtip fence*, *winglet*, *cant angle winglet*, *tip vortex*, numerik CFD

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

NUMERICAL STUDY THREE DIMENSIONAL FLOW CHARACTERISTIC AROUND EPPLER 562 WITH FORWARD WINGTIP FENCE CANT ANGLE 90°, 85°, 80°

Student Name : Anang Saputra Panjaitan
NRP : 2113 100 125
Major : Mechanical Engineering FTI-ITS
Academic Supervisor : DR. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

Abstract

Winglet as an effort to reduce wingtip vortex has been growth quite significant in aviation lately. There are plenty kind of winglet that have been developed to optimalize the reduction of wingtip vortex. Forward wingtip fence is added to the tip of airfoil to evaluate aerodynamic characteristic at angle of attack of 0° and 12°.

Writter used numerical study method using software Gambit 2.4 to create geometry and mesh. Writter used software Fluent 6.3 for analizing process. The simulation object is forward wingtip fence which is added to airfoil E562. Chord length is 0.36 m, aspect ratio (AR) is 5.55, and cant angle variations are $\Lambda = 90^\circ$, $\Lambda = 85^\circ$, $\Lambda = 80^\circ$. Velocity of freestream is 10 m/s with steady condition. The Re of simulation is $= 2,4 \times 10^5$. Turbulence model that is used in this simulation is $k-\omega$ Shear Stress Transport.

The results that are expected from this simulation are aerodynamic characteristics such as pressure coefficient, lift coefficient, drag coefficient, and lift to drag ratio. This simulation shows pressure contour and velocity contour around airfoil.

Keywords : airfoil E562, forward wingtip fence, winglet, cant angle winglet, tip vortex, numerik CFD

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis sampaikan kepada Tuhan YME atas anugerah dan rahmatnya penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Penyusunan laporan tugas akhir ini dilakukan sebagai salah satu syarat akademis untuk kelulusan mahasiswa Program Studi S1 Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Dalam kesempatan ini, Penulis mengucapkan terima kasih kepada:

1. Bapak Paulus Riyanto dan Ibu Suprpti, orangtua penulis, Bang Gana, Bang Deniel, dan Adek Jonathan yang selalu memberikan dukungan dalam doa dan bentuk lainnya hingga terselesaikannya tugas akhir ini.
2. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT., selaku dosen pembimbing yang telah memberikan bimbingan, arahan dan nasehat kepada penulis.
3. Bapak Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D., Bapak Nur Ikhwan, ST., M.Eng., dan Ibu Vivien Suphandani Djanali, ST., M.Eng. Ph.D selaku dosen penguji Tugas Akhir penulis yang telah memberikan banyak saran dalam penyusunan tugas akhir ini.
4. Bapak Ir. Bambang Pramujati, M.Eng.Sc., Ph.D., selaku Kepala Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.
5. Seluruh Dosen beserta staff karyawan Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya yang telah memberikan bekal ilmu pengetahuan serta sarana dan prasarana kepada penulis selama menjalani perkuliahan.
6. Arifandi Rachmadiyan, Reinaldhy Adithya Leopard Z, Rasyid Ridha, Christoper Gunawan, dan seluruh rekan-rekan Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida yang telah

mengajari penulis ilmu simulasi dan semua persiapan tugas akhir.

7. Teman-teman angkatan 2013 (M56) Teknik Mesin ITS.
8. Seluruh Keluarga Mahasiswa Mesin ITS khususnya mantan pengurus HMM 2015/2016 yang memberikan semangat dan dukungan kepada penulis.
9. Kekasih penulis yang tetap setia menemani dan memberi semangat kepada penulis dalam berbagai keadaan.

Semoga segala bentuk bantuan yang telah diberikan dapat bermanfaat dan mendapat imbalan dari Tuhan YME. Penulisan Tugas Akhir ini jauh dari kata sempurna karena keterbatasan kemampuan dan pengetahuan penulis. Penulis sangat terbuka terhadap saran dan kritik yang membangun demi perbaikan tulisan ini. Akhir kata, semoga penulisan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi semua pihak.

Penulis berharap semoga laporan tugas akhir ini dapat bermanfaat bagi penulis dan seluruh pembaca untuk kemajuan yang lebih baik. Akhir kata, penulis mengucapkan TERIMA KASIH.

Surabaya, Juli 2017

Penulis

DAFTAR ISI

Abstrak	i
Abstract	iii
KATA PENGANTAR.....	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xv
NOMENKLATUR	xvii
BAB 1 PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	4
1.3 Tujuan Penelitian.....	4
1.4 Batasan Masalah.....	5
1.5 Manfaat Penelitian.....	5
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA.....	7
2.1 Aifoil EPPLER 562.....	7
2.2 Incompressible Flow	8
2.3 Boundary Layer.....	9
2.4 Pressure Coefficient	12
2.5 Lift Coefficient dan Drag Coefficient	12
2.6 Wingtip Vortex.....	15
2.7 Winglet	17
BAB 3 METODE PENELITIAN	25

3.1	Tahap pre-processing.....	25
3.1.1	Geometri Benda Uji.....	25
3.1.2	Meshing	27
3.1.3	Boundary Condition	28
3.2	Tahap processing	29
3.2.1	Materials	29
3.2.2	Operating Conditions.....	29
3.2.3	Turbulence model	29
3.2.4	Boundary Conditions	29
3.2.5	Solution.....	30
3.2.6	Initialize	30
3.2.7	Reference Value	30
3.2.8	Monitor Residual	30
3.2.9	Comparasion.....	31
3.2.10	Grid Independency	31
3.3	Tahap post-processing	33
BAB 4 ANALISA DAN PEMBAHASAN DATA		35
4.1	Pressure coefficient (C_p) area span.....	36
4.2	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> disekitar <i>airfoil</i> bidang x - y	39
4.3	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> disekitar <i>airfoil</i> bidang y - z sisi <i>wingtip</i>	42
4.4	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> upper surface airfoil bidang x - z	44
4.5	Performa Aerodinamika	48

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN.....	49
5.1 Kesimpulan.....	49
5.2 Saran.....	50
DAFTAR PUSTAKA.....	51
BIODATA PENULIS.....	65

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Bagian – bagian <i>airfoil</i> (FAA 2000).....	7
Gambar 2.2 Geometri <i>airfoil</i> E562 (Javafoil 2017)	8
Gambar 2.3 Distribusi <i>pressure coefficient</i> (C_p) <i>airfoil</i> Eppler 562 (Javafoil 2017).....	8
Gambar 2.4 (a) <i>Boundary layer</i> pada plat datar (almer-farhan, 2012), (b) perbandingan bentuk laminar boundary layer dan turbulent boundary layer (Chemilo, 2012)	10
Gambar 2.5 <i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i> (Fox, 2011).....	11
Gambar 2.6 <i>Profile drag</i> (Sita, 2009).....	13
Gambar 2.7 Coefficients of lift and drag at various angles of attack (Duncan, 2016)	14
Gambar 2.8 <i>Drag versus speed</i> . (Duncan, 2016) (a), <i>Total drag</i> <i>breakdown</i> (Abbas, dkk, 2012) (b).....	15
Gambar 2.9 (a) <i>Flow pattern of the velocity</i> (b) <i>Vortex sheet from</i> <i>trailing edge</i> (Rajendran, 2012)	16
Gambar 2.10 <i>Wingtip vortex</i> (Hariyadi, 2016).....	16
Gambar 2.11 <i>Pathline for Rectangular wing (a) and Eleptical</i> <i>Winglet (b)</i> . (Azlin, dkk 2011)	18
Gambar 2.12 Baseline wing (1) Hoerner type wingtip (2), Shifted Downstream type wingtip (3), Blended type wingtip (4). (Turanoguz, 2014)	20
Gambar 2.13 <i>Lift-to-Drag ratio versus angle of attack</i> . (Turanoguz, 2014).....	20
Gambar 2.14 Tampak depan <i>fixed wing aircraft</i> dengan <i>fixed</i> <i>winglet</i> . (Myilsamy, dkk, 2014)	21
Gambar 2.15 C_L <i>versus angle of attack</i> . (Myilsamy, dkk, 2014)	21
Gambar 2.16 C_D <i>versus angle of attack</i> . (Myilsamy, dkk, 2014)	22
Gambar 2.17 <i>Lift-to-Drag ratio versus angle of attack</i> . (Myilsamy, dkk, 2014)	22
Gambar 2.18 <i>Lift-to-Drag ratio versus cant angle</i> (Yen, 2011) .	23

Gambar 3.1 Geometry <i>wing</i> dan <i>winglet</i>	26
Gambar 3.2 Dimensi <i>wind tunnel</i> simulasi (a), dimensi pemodelan dan kondisi latar (<i>Mulvany</i> , dkk, 2004) (b)	27
Gambar 3.3 <i>Meshing</i> simulasi menggunakan <i>Gambit 2.4</i>	28
Gambar 3.4 Pemodelan dan kondisi latar	28
Gambar 3.5 Grafik <i>Comparasion Cp</i>	31
Gambar 3.6 <i>Grid Independency</i> perbandingan C_L	32
Gambar 3.7 Area tinjauan distribusi C_P pada span	33
Gambar 3.8 Area tinjauan kontur kecepatan dan <i>streamline</i> disekitar <i>airfoil</i> bidang <i>x-y</i>	34
Gambar 3.9 Area tinjauan kontur kecepatan dan <i>streamline</i> bidang <i>y-z</i> sisi <i>wingtip</i> pada bagian belakang <i>trailing edge</i>	34
Gambar 4.1 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.5$ VS x/C pada sudut serang 0°	36
Gambar 4.2 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.9$ VS x/C pada sudut serang 0°	37
Gambar 4.3 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.5$ VS x/C pada sudut serang 12°	37
Gambar 4.4 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.9$ VS x/C pada sudut serang 12°	38
Gambar 4.5 Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> disekitar <i>airfoil</i> pada $\alpha = 0^\circ$	40
Gambar 4.6 Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> disekitar <i>airfoil</i> pada $\alpha = 12^\circ$	41
Gambar 4.7 Fenomena <i>tip vortex</i> pada bagian belakang <i>trailing edge</i> sisi <i>tip airfoil</i> tanpa <i>forward wingtip fence</i> sudut serang 12°	43
Gambar 4.8 Fenomena <i>tip vortex</i> pada bagian belakang <i>trailing edge</i> sisi <i>tip airfoil</i> tanpa <i>forward wingtip fence</i> sudut serang 12°	43
Gambar 4.9 Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> area upper surface <i>airfoil</i> bidang <i>x-z</i> pada <i>plain airfoil</i> (a), <i>airfoil</i> dengan <i>forward</i>	

wingtip fence cant angle 90° (b), cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 0°	45
Gambar 4.10 Kontur kecepatan dan streamline area upper surface airfoil bidang x-z pada <i>plain airfoil</i> (a), airfoil dengan <i>forward wingtip fence cant angle</i> 90° (b), <i>cant angle</i> 85° (c) dan <i>cant angle</i> 80° (d) sudut serang 12°	46
Gambar 4.11 Detail kontur kecepatan dan <i>streamline</i> area <i>upper surface airfoil</i> bidang x-z pada <i>airfoil</i> tanpa <i>forward wingtip fence</i> sudut serang 12°	47

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 <i>Comparison Lift-To-Drag Ratio, CL/CD for different winglet configurations</i> (Azlin, dkk 2011)	19
Tabel 3.1 Spesifikasi Sayap.....	25
Tabel 3.2 Spesifikasi <i>wingtip</i>	25
Tabel 3.3 Analisis <i>grid independency</i> model <i>plain airfoil E56232</i>	
Tabel 4.1 Performa Aerodinamika	48

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

NOMENKLATUR

Simbol

C	<i>Chord length, mm</i>
C_D	<i>Drag coefficient</i>
C_L	<i>Lift coefficient</i>
C_P	<i>Pressure coefficient</i>
S	<i>Airfoil span, mm</i>
Re	<i>Reynolds number</i>
u_∞	<i>Freestream velocity, m/s</i>
AR	<i>Aspect ratio</i>

Simbol Yunani

α	<i>Angle of attack, $^\circ$</i>
Λ	<i>Cant angle, $^\circ$</i>
μ	<i>Viscositas dinamik, Ns/m^2</i>
ρ	<i>Kerapatan udara, kg/m^3</i>
Ω	<i>Vorticity, s^{-1}</i>

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia adalah negara kepulauan terbesar didunia www.mapsofworld.com. Indonesia memiliki 17.504 pulau www.dkn.go.id. Lebar dan panjang wilayah Indonesia berturut-turut adalah 1.887 km dan 5.106 km. Hal tersebut menjadikan Indonesia sebagai negara dengan kebutuhan transportasi domestik yang cukup luas. Transportasi udara menjadi pilihan yang ideal bagi pengguna transportasi di Indonesia mengingat kualitas sarana dan prasarana transportasi darat dan laut masih sangat tertinggal dibandingkan negara maju. Pengguna jasa penerbangan domestik untuk penumpang pada tahun 2014 mencapai 87.108.931 jiwa. Data tersebut belum termasuk bagasi, kargo, dan pos yang totalnya dapat mencapai 740.043.329 paket www.hubud.dephub.go.id. Permintaan akan ketersediaan pesawat yang begitu tinggi menyebabkan Indonesia menjadi pasar yang ideal bagi maskapai penerbangan.

Seiring dengan meningkatnya jumlah maskapai penerbangan di Indonesia, setiap maskapai penerbangan berusaha mengejar konsumen hingga kalangan menengah kebawah. Hal tersebut dilakukan dengan menekan biaya penerbangan seminimal mungkin agar terjangkau dan mampu bersaing. Kriteria maskapai penerbangan dalam menentukan harga tiket pesawat meliputi popularitas tujuan penerbangan, tingkat persaingan antar maskapai penerbangan, harga bahan bakar, biaya *maintenance* pesawat, *fee* bandara, *fixed cost*, dan kriteria lainnya. Biaya bahan bakar menjadi faktor penting bagi maskapai penerbangan dalam menentukan harga agar hasil yang diperoleh tiap penerbangan melebihi *break even point*.

Biaya bahan bakar pesawat sangat bergantung pada efisiensi mesin pesawat. Pesawat yang boros dapat menyebabkan

kerugian bagi maskapai penerbangan. Selain itu pesawat yang boros memerlukan massa bahan bakar yang berat sehingga menambah berat pesawat dan volume tempat penyimpanan bahan bakar yang besar. Boros tidaknya pesawat terbang sangat bergantung pada desain dan kualitas mesin pesawat.

Kualitas mesin pesawat dapat dijaga dengan manajemen perawatan yang tepat dan baik. Namun desain pesawat yang sudah diproduksi sangat sulit dan mahal untuk dimodifikasi. Hal ini menyebabkan proses desain pesawat sebelum diproduksi menjadi sangat penting dalam memaksimalkan kinerja pesawat.

Secara garis besar desain pesawat terbang meliputi *conceptual design*, *preliminary design*, dan *detail design* aeroengineering.co.id. Pada tahap *conceptual design*, desainer menyertakan sketsa berbagai konfigurasi pesawat sebagai bahan pertimbangan agar memenuhi spesifikasi yang dibutuhkan seperti aerodinamika, propulsi, performa, struktur, dan kontrol. Aspek fundamental seperti bentuk badan pesawat, konfigurasi sayap, dan ukuran mesin ditentukan dalam tahap ini. Pada tahap *preliminary design* akan direvisi dan dimodelkan. Model kemudian diuji menggunakan wind tunnel maupun *computational fluid dynamic* untuk melihat aerodinamika model. Analisa mayor terhadap struktur dan kontrol juga dilakukan pada tahap ini. Tahap terakhir adalah *detail design*. Pada tahap ini, desain harus sudah siap masuk dalam tahap manufaktur.

Sayap pesawat merupakan salah satu bagian terpenting dalam mendesain pesawat terbang. Hal ini dikarenakan sayap pesawat berperan penting dalam menghasilkan gaya angkat (*lift force*) pada pesawat. Komponen gaya-gaya utama pada pesawat terbang terdiri atas *weight*, *lift force*, *thrust*, dan *drag*. Gaya angkat berfungsi melawan arah beban pesawat sehingga pesawat mampu terbang.

Pada penulisan ini, penulis fokus pada desain konseptual pada *winglet* jenis *forward* yang dipasang pada ujung *airfoil E562* serta melakukan uji numerik menggunakan metode *computational fluid dynamic* dengan software *Fluent 6.3*. Desain airfoil dibuat

dengan tujuan meningkatkan daya angkat pada sayap pesawat. Perbedaan tekanan antara downward dan upward sayap pesawat menyebabkan arus fluida menuju ke tekanan yang lebih rendah mengingat bahwa fluida mengalir dari tingkat energi tinggi ke tingkat energi yang lebih rendah.

Turanoguz (2014) melakukan simulasi menggunakan jenis *airfoil eppler 562* dengan menambahkan winglet berupa *Hoerner type wingtip*, *Shifted Downstream type wingtip*, *Blended type wingtip*. Pada penelitian tersebut diperoleh bahwa penambahan winglet mampu meningkatkan nilai C_L/C_D .

Hariyadi (2016) melakukan simulasi menggunakan jenis *airfoil NACA 43018* dengan menambahkan winglet berupa *forward wingtip fence* dan *rearward wingtip fence*. Pada penelitian tersebut diperoleh bahwa penambahan winglet mampu meningkatkan nilai C_L/C_D hingga 22.9% untuk jenis *forward wingtip fence* pada sudut serang 2° .

Sohn (2011) Melakukan penelitian eksperimen untuk melihat efek penambahan *Whitcomb's winglet* terhadap *wingtip vortex* pada *airfoil NACA 631-212*. Hasil yang diperoleh adalah *wingtip vortices* pada sayap dengan *Whitcomb's winglet* memiliki konfigurasi yang lebih lemah dan menyebar dibandingkan sayap *simple fairing*. Hal tersebut menyebabkan peningkatan *lift-to-drag ratio* pada *Whitcomb's winglet*.

Yen (2011) Juga melakukan penelitian eksperimen untuk melihat efek penambahan *dihedral winglet* terhadap *wingtip vortex* pada *airfoil NACA 0012* dengan variasi *cant angle* $\delta = -30^\circ$, $\delta = 15^\circ$, $\delta = 30^\circ$, $\delta = 45^\circ$, $\delta = 90^\circ$, $\delta = 135^\circ$. Hasil yang diperoleh adalah pada $\delta = 90^\circ$ nilai *lift-to-drag ratio* pada kondisi *stall* dan nilai maksimum *lift-to-drag ratio* masing-masing adalah 32% dan 17% lebih besar dibandingkan tanpa winglet.

Pada penelitian simulasi ini menggunakan variasi *cant angle* $\delta = 90^\circ$, $\delta = 85^\circ$, $\delta = 80^\circ$ untuk melihat *trand* perubahan performa sayap dengan lebih detail di tiap perubahan *cant angle* 5° .

1.2 Rumusan Masalah

Airfoil didesain untuk menghasilkan gaya angkat yang optimal. Pada kondisi aliran eksternal, aliran fluida yang melewati suatu *airfoil* akan mengalami *vortex* di ujungnya sebagai akibat dari “tumpahan” fluida yang mengalir secara tiga dimensi. Tumpahan aliran fluida tersebut akan mengakibatkan pergeseran aliran tiga dimensi yang disebabkan oleh interaksi antar boundary layer. Tumpahan aliran fluida menuju ujung *airfoil* menyebabkan arus balik tiga dimensi yang mampu meningkatkan drag aliran. Pada penelitian sebelumnya telah diketahui bahwa penambahan winglet mampu mengurangi koefisien drag yang terjadi antara *airfoil* dan fluida.

Pergerakan “tumpahan” fluida menuju wingtip hingga terbentuknya tip vortex merupakan aliran tiga dimensi yang sangat kompleks. Analisa kasus tersebut menggunakan metode simulasi numerik dengan pendekatan aliran berupa aliran steady dapat memberikan informasi data dan visualisasi yang mendekati realistik.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari simulasi ini adalah untuk mengetahui pengaruh penambahan *forward wingtip fence* pada *airfoil E562* pada sudut serang (α) = 0° dengan variasi *cant angle* 90° , 85° dan 80° dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *winglet*.

Adapun data kuantitatif yang dianalisa sebagai berikut:

1. *Lift coefficient* (C_L)
2. *Drag coefficient* (C_D)
3. *Lift to Drag ratio* (C_L/C_D)
4. *Pressure coefficient* (C_P) pada *midspan* ($z/S = 0.5$) dan $z/S = 0.9$

Secara kualitatif akan ditampilkan vektor dan kontur kecepatan serta kontur tekanan disekitar *airfoil*.

1.4 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah yang digunakan dalam pengerjaan tugas akhir ini antara lain:

1. *Airfoil* yang digunakan adalah *airfoil Eppler 562*
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara
3. Fluida mengalir secara *steady flow*
4. Fluida diasumsikan *incompressible* dan *viscous*
5. *Freestream inlet* merupakan aliran *uniform*
6. Kondisi adiabatik.
7. Jenis material *airfoil* dan *winglet* diabaikan dan tidak berdeformasi (*rigid body*)

1.5 Manfaat Penelitian

Terdapat beberapa manfaat yang diperoleh dalam penelitian ini, antara lain:

1. Menambah wawasan dalam memahami aplikasi airfoil dan winglet pada kehidupan sehari-hari
2. Memberikan informasi kepada pelaku industri sebagai pertimbangan bisnis produksi

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

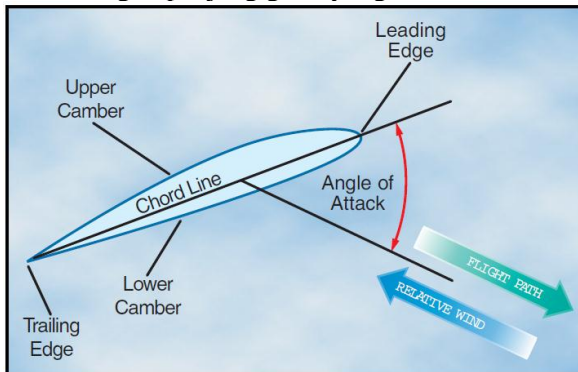
BAB 2

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Aifoil EPPLER 562

Airfoil banyak dijumpai pada desain sayap pesawat, bentuk sudu pada *propeller*, kompresor, rotor dan turbin. *Airfoil* adalah suatu bentuk geometri aerodinamik yang dirancang untuk menghasilkan gaya *lift* saat terdapat aliran fluida yang bergerak terhadap permukaannya. Berdasarkan geometrinya, *airfoil* diklasifikasikan menjadi *symmetry airfoil* dan *asymmetry airfoil*. Tipe simetri merupakan bentuk awal *airfoil* saat pertama kali di buat oleh Philips pada 1884.

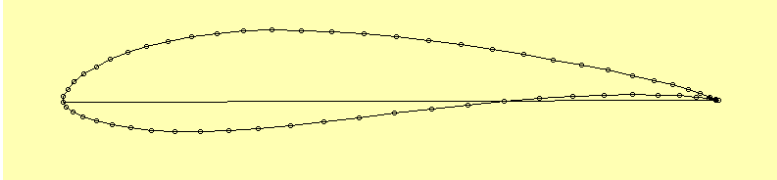
Perhatikan gambar 2.1 untuk memahami bagian-bagian *airfoil*. Sisi bagian depan *airfoil* disebut *leading edge* sedangkan sisi bagian belakang disebut *trailing edge*. Jika ditarik garis lurus antara *leading edge* dan *trailing edge* akan diperoleh garis yang disebut *chord* dengan panjang garis yang disebut *chord length*.



Gambar 2.1 Bagian – bagian *airfoil* (FAA 2000)

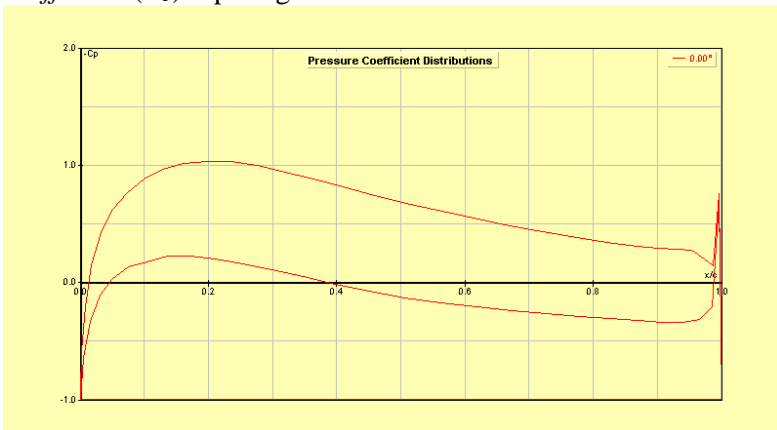
Terdapat berbagai macam jenis *airfoil*. Salah satunya adalah tipe *Eppler*. Pada penelitian ini digunakan tipe *Eppler 562* dengan spesifikasi *maximum thickness* 15% pada 27,6% *chord* dan *maximum chamber* 4% pada 50,8% *chord*. Geometry *airfoil*

tampak pada gambar 2.2. Koordinat titik-titik *airfoil* terdapat pada lampiran 1.



Gambar 2.2 Geometri *airfoil* E562 (Javafoil 2017)

Pada bagian midspan dapat dianalisa karakteristik aliran fluida dengan menggunakan *software* Javafoil. Batasan yang digunakan berupa *density* (ρ) = 1,165 kg/m³ dan *viskositas* (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ kg/m.s dan *angle of attack* 0° menghasilkan *pressure coefficient* (C_p) seperti gambar 2.3.



Gambar 2.3 Distribusi *pressure coefficient* (C_p) *airfoil* Eppler 562 (Javafoil 2017)

2.2 Incompressible Flow

Massa jenis atau densitas merupakan perbandingan antara unit massa suatu fluida terhadap unit volume fluida tersebut pada suhu dan tekanan tertentu. Sesuai dengan hukum konservasi massa, massa suatu sistem tertutup akan konstan meskipun terjadi

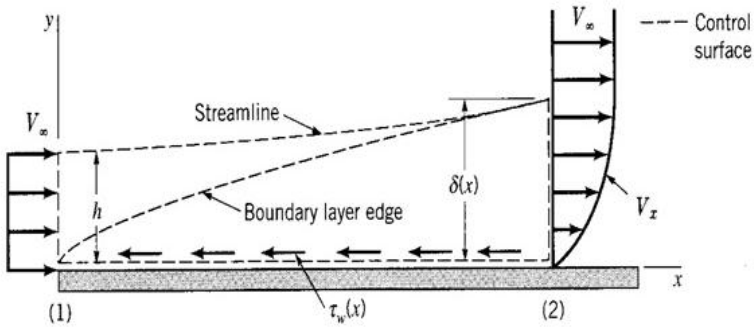
berbagai macam proses dan tingkat keadaan. Hal tersebut berbeda dengan besarnya volume suatu zat dengan massa yang sama. Volume zat cenderung berubah mengikuti persamaan $P.V = n.R.T$ dimana besarnya volume berbanding lurus dengan jumlah zat dan temperatur dan berbanding terbalik terhadap tekanan. Hal tersebut mengakibatkan zat khususnya fluida mengalami perubahan densitas seiring perubahan propertis fluida tersebut.

Pada kenyataannya, suatu aliran fluida melewati sebuah kontur akan mengalami perubahan densitas, baik akibat pembelokan *streamline* yang tidak seragam maupun akibat gaya geser. Jika aliran fluida mengalami perubahan densitas kurang dari 5% maka aliran tersebut dapat diasumsikan mengalir dengan densitas yang konstan pada seluruh aliran tinjau. Hal tersebut dapat terjadi pada aliran fluida dengan *mach number* (M) kecil dari 0.3. Pada kondisi ini aliran dikatakan sebagai *incompressible flow*.

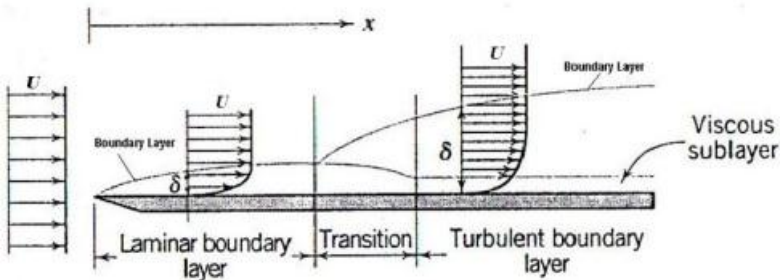
2.3 Boundary Layer

Aliran fluida yang melewati suatu permukaan benda akan mengalami gaya gesek dan gaya inersia akibat viskositas fluida yang berkontak dengan permukaan benda. Fenomena ini akan membentuk *boundary layer*. *Boundary layer* merupakan lapisan tipis pada fluida yang berkontak dengan suatu permukaan yang terbentuk akibat viskositas, gaya inersia dan gaya gesek.

Area *boundary layer* dibagi menjadi dua daerah yaitu *viscous region* dan *inviscid area*. Proses terbentuknya *boundary layer* pada aliran melewati plat datar dapat dilihat pada gambar 2.4. Pada *viscous region*, aliran fluida masih dipengaruhi oleh viskositas dan gaya gesek permukaan benda. Sedangkan pada *inviscid region* pengaruh tersebut sudah berkurang dan dapat diabaikan, sehingga kecepatan fluida seragam. Pada kondisi ini aliran fluida telah *fully developed*. Berdasar karakteristiknya *boundary layer* digolongkan menjadi *boundary layer* laminar dan turbulen.



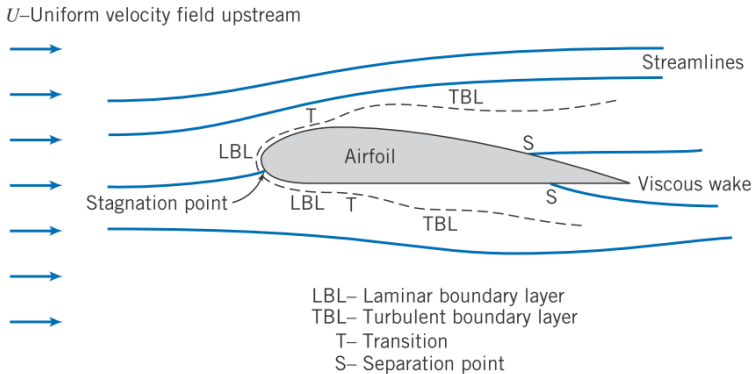
(a)



(b)

Gambar 2.4 (a) *Boundary layer* pada plat datar (almer-farhan, 2012), (b) perbandingan bentuk laminar boundary layer dan turbulent boundary layer (Chemilo, 2012)

Proses terbentuknya *boundary layer* sangat bergantung pada bentuk geometri permukaan yang dilalui. Terbentuknya *boundary layer* pada permukaan *airfoil* tampak pada gambar 2.5. Pada bagian dekat *leading edge*, karakteristik *boundary layer* yang terbentuk berupa *boundary layer* laminar. Hal ini dikarenakan pada daerah dekat *leading edge* aliran mempunyai kecepatan relatif rendah atau fluidanya sangat *viscous*.



Gambar 2.5 *Boundary layer* pada *airfoil* (Fox, 2011)

Timbulnya gangguan yang mungkin dialami oleh aliran akibat getaran dan ketidakrataan permukaan masih dapat diredam oleh fluida. Semakin jauh dari *leading edge* gangguan akibat adanya viskositas dan tegangan geser yang diterima fluida akan semakin besar, sehingga aliran akan mengalami kondisi transisi sebelum akhirnya terbentuk aliran turbulen. Aliran turbulen yang terbentuk menghasilkan *turbulent boundary layer* yang karakteristiknya berbeda dengan *laminar boundary layer*. Pada *turbulent boundary layer*, kecepatan aliran fluida semakin tinggi sehingga momentum aliran fluida semakin besar.

Pada aliran fluida yang melintasi *airfoil* juga terdapat *stagnation point*. Titik stagnasi terjadi di *leading edge*. Pada titik tersebut fluida menabrak permukaan *airfoil* secara tegak lurus. Pada titik stagnasi kecepatan fluida bernilai nol sehingga memiliki tekanan sangat tinggi. Selain *stagnation point* terdapat juga *separation point*. *Separation point* adalah titik dimana aliran fluida yang berkontak dengan permukaan lepas akibat adanya *adverse pressure gradient*. *Adverse pressure gradient* terjadi saat kecepatan aliran fluida semakin turun dan semakin meningkatnya tekanan fluida yang menyebabkan adanya aliran *backward* pada permukaan *airfoil*. Adanya *separation point* menyebabkan terdapatnya daerah kosong yang disebut dengan *wake area*.

2.4 Pressure Coefficient

Pada fluida yang mengalir pada permukaan benda akan terjadi distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan (C_p). Koefisien tekanan adalah selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Koefisien tekanan juga disebut sebagai *Euler number* yang merupakan perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia

$$C_P = \frac{p_c - p_\infty}{0.5 \rho V_\infty^2 C S}$$

dimana:

C_p : koefisien tekanan

p_c : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

p_∞ : tekanan statis *freestream*

ρ : massa jenis fluida

V_∞ : kecepatan *freestream*

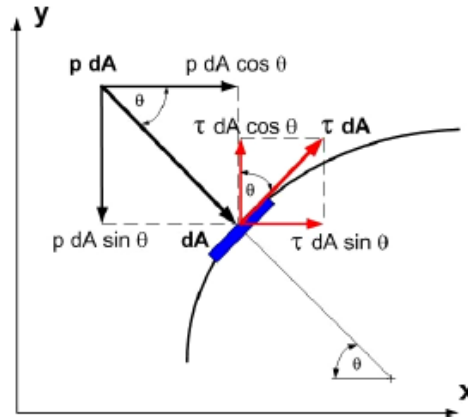
C : *Chord length*

S : *Span length*

2.5 Lift Coefficient dan Drag Coefficient

Benda yang berada di dalam aliran fluida akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Dengan tunjauan dua dimensi, gaya yang ditimbulkan diantaranya adalah *normal force* (gaya normal) yang terjadi akibat adanya tekanan fluida dan *shear force* (gaya geser) karena adanya viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat). Sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan *lift force* (gaya angkat). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) dan *pressure drag* (F_{Dp}). *Skin friction drag* (F_{Df}) adalah gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial dan timbul akibat adanya tegangan geser antara fluida dengan permukaan benda. *Pressure drag* (F_{Dp}) merupakan gaya hambat yang arahnya tegak

lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida. Pada gambar 2.6 terdapat *Profile drag* (gaya hambat total) yang merupakan resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag*.



Gambar 2.6 *Profile drag* (Sita, 2009)

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

$$dF_x = (pdA)\cos \theta + (\tau dA)\sin \theta$$

$$dF_y = -(pdA)\sin \theta + (\tau dA)\cos \theta$$

komponen gaya ke arah sumbu-x adalah gaya drag dan komponen gaya ke arah sumbu-y adalah gaya *lift*. Gaya *drag* yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp}$$

$$F_D = \int \cos \theta (pdA) + \int \sin \theta (\tau dA)$$

Drag force dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang merupakan total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream*

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 C S}$$

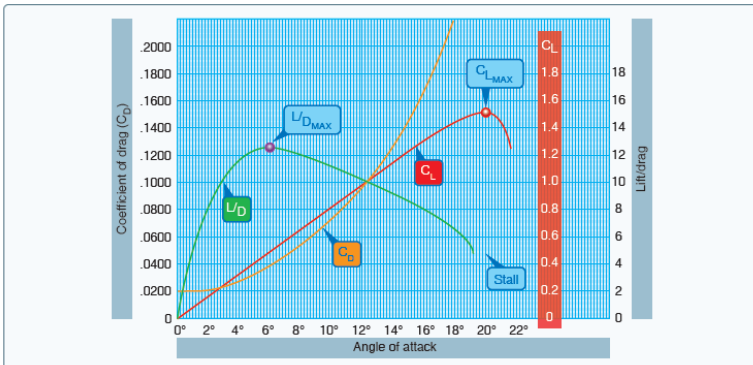
Koefisien *drag* (C_D) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang permukaan benda dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_P(\theta) \cos(\theta) d\theta$$

Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya gaya angkat pada *airfoil*. Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Adapun koefisien *lift* (C_L) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 C S}$$

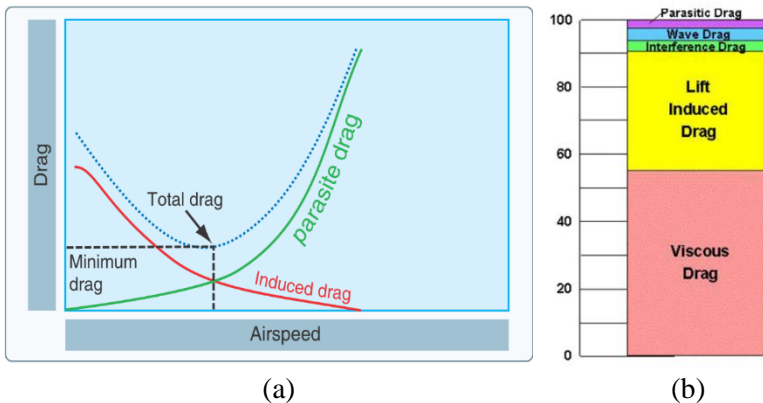
$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_P(\theta) \sin(\theta) d\theta$$



Gambar 2.7 Coefficients of lift and drag at various angles of attack (Duncan, 2016)

Coefficient lift (C_L) dan *coefficient drag* (C_D) serta *lift to drag ratio* (C_L/C_D) akan berubah seiring perubahan *angle of attack*. Grafik perubahan tersebut dapat dilihat pada gambar 2.7 yang menggunakan airfoil simetri. Grafik tersebut menunjukkan nilai C_L akan terus naik sampai pada *angle of attack* tertentu hingga mengalami penurunan nilai yang drastis. Keadaan tersebut diberi nama kondisi *stall*.

Gambar 2.8(a) menunjukkan *drag versus speed*. Nilai *total drag* minimum dapat dicapai pada kecepatan aliran fluida tertentu. Total drag merupakan resultan dari gaya-gaya yang bekerja pada *airfoil*. *Total drag breakdown* tampak pada gambar 2.8(b).

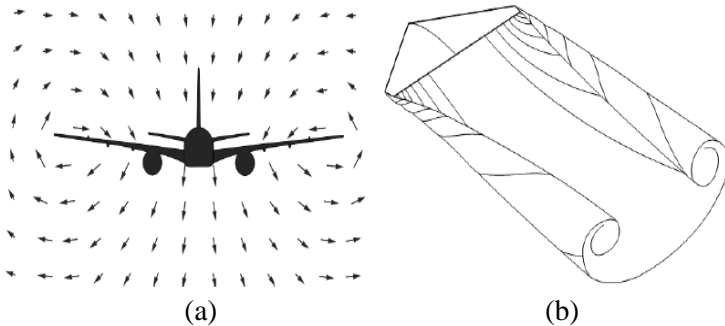


Gambar 2.8 *Drag versus speed*. (Duncan, 2016) (a), *Total drag breakdown* (Abbas, dkk, 2012) (b)

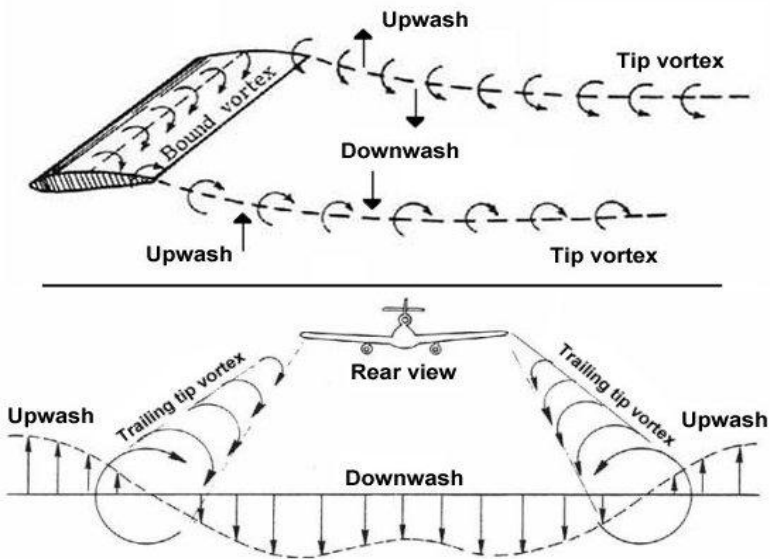
2.6 Wingtip Vortex

Ketika *airfoil* dilalui fluida dengan *angle of attack* yang positif, tekanan pada bagian atas *airfoil* lebih kecil dari tekanan *freestream* dan tekanan di bawah *airfoil* lebih besar atau sama dengan tekanan atmosfer. Karena udara selalu bergerak dari tingkat energi yang tinggi ke tingkat energi yang lebih rendah atau pada kasus ini aliran dari tekanan yang tinggi ke tekanan yang rendah dan arah dari tahanan yang lebih kecil ke arah ujung sayap, maka

ada arah gerakan udara di bawah sayap yang arahnya keluar dari badan pesawat (*fuselage*) ke sekitar ujung sayap. Aliran ini menghasilkan luapan di ujung sayap dan membuat putaran udara yang disebut “*vortex*”.



Gambar 2.9 (a) *Flow pattern of the velocity* (b) *Vortex sheet from trailing edge* (Rajendran, 2012)



Gambar 2.10 *Wingtip vortex* (Hariyadi, 2016)

Pada waktu yang sama, udara di bagian atas permukaan sayap memiliki kecenderungan untuk mengalir ke arah *fuselage* dan keluar dari *trailing edge*. Aliran udara ini juga membentuk *vortex* di bagian dalam *trailing edge* sayap, tapi karena badan pesawat membatasi aliran udara ke dalam, *vortex* ini kurang signifikan. Konsekuensinya, penyimpangan dari arah aliran paling besar ada di ujung sayap (*wingtip*) di mana ada aliran paling kuat secara lateral yang tidak tertahan. Ketika udara berputar ke atas di sekitar *wingtip*, aliran tersebut bergabung dengan *downwash* dari sayap yang membentuk *trailing vorteks* yang berputar cepat. Keadaan tersebut dapat divisualisasikan seperti gambar 2.9

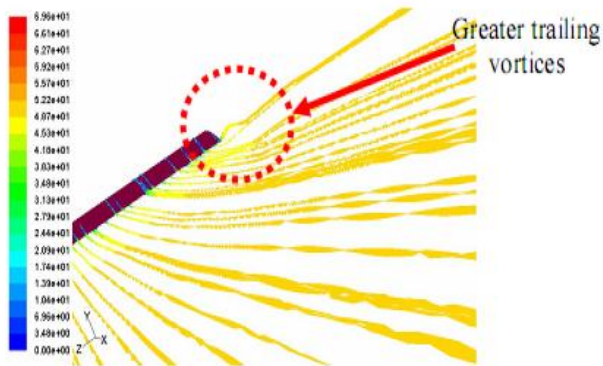
Vortex ini menambah *drag* karena energinya dipakai untuk membuat turbulensi udara. Hal ini dapat dilihat bahwa kapanpun sayap membuat *lift* maka *induced drag* akan terjadi dan juga *vortex* di *wingtip*. Ketika *lift* bertambah dengan pertambahan *angle of attack*, *induced drag* juga bertambah. Hal ini terjadi karena *angle of attack* bertambah dan terjadi perbedaan tekanan yang lebih besar di antara bagian atas dan bawah sayap dan aliran udara lateral yang lebih besar. Konsekuensinya adalah kejadian di atas menyebabkan *vortex* yang berbahaya ini akan terjadi, dan menghasilkan turbulensi yang lebih besar dan juga *induced drag* yang lebih besar. Penambahan *wingtip* pada beberapa jenis pesawat berfungsi sebagai *reducer tip vortex* yang terjadi pada sayap pesawat. Visualisasi area *upwash* dan *downwash* tampak pada gambar 2.10

2.7 Winglet

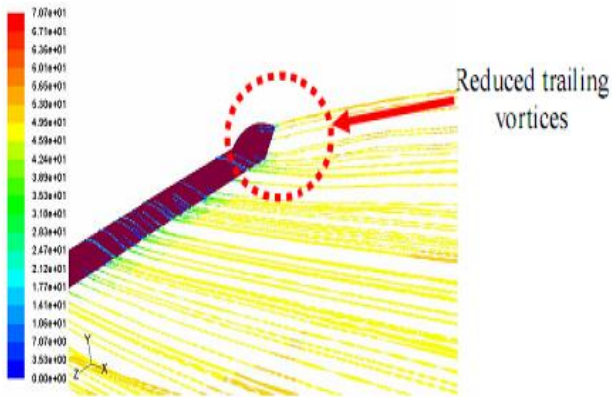
Salah satu usaha dalam mengurangi efek *tip vortex* adalah dengan menambahkan *winglet* di ujung sayap pesawat. Bentuk pengurangan efek *tip vortex* dapat dilihat pada Gambar 2.11.

Terdapat bermacam-macam jenis *winglet*. Tiap jenis *winglet* digunakan berdasarkan kebutuhan masing-masing. Pada tabel 2.1 menampilkan hasil penelitian **Azlin, dkk 2011** tentang pengaruh jenis *winglet* terhadap kemampuannya yang ditampilkan dalam perbandingan *Lift-To-Drag Ratio*. Pada tabel tersebut

menunjukkan perubahan C_L/C_D dipengaruhi oleh perubahan *angle of attack*, *velocity freestream*, dan jenis winglet yang digunakan.



(a)



(b)

Gambar 2.11 Pathline for Rectangular wing (a) and Eleptical Winglet (b). (Azlin, dkk 2011)

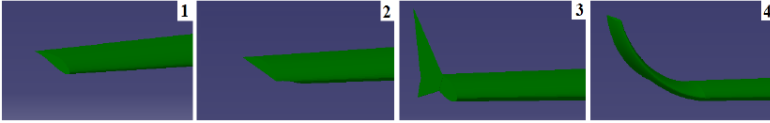
Tabel 2.1 *Comparison Lift-To-Drag Ratio, CL/CD for different winglet configurations* (Azlin, dkk 2011)

Winglet Configuration	Velocity (m/s)	Lift-to-Drag Ratio, C_L/C_D			
		0°	4°	8°	12°
Without Winglet	40	1.96	8.42	7.83	5.97
	45	2.00	8.49	7.87	5.98
	50	2.02	8.54	7.90	6.00
Elliptical Winglet (45° angle) Configuration1	40	3.08	9.56	9.35	7.29
	45	3.13	9.64	9.40	7.32
	50	3.16	9.71	9.43	7.33
Elliptical Winglet (60° angle) Configuration2	40	2.23	9.11	8.51	6.27
	45	2.26	9.19	8.55	6.29
	50	2.29	9.26	8.59	6.31
Semi Circular Winglet (45° angle) Configuration1	40	2.99	9.40	8.88	6.68
	45	3.03	9.48	8.92	6.70
	50	3.06	9.55	8.96	6.71
Semi Circular Winglet (60° angle) Configuration2	40	2.37	9.16	8.52	6.29
	45	2.40	9.25	8.56	6.31
	50	2.43	9.32	8.60	6.33

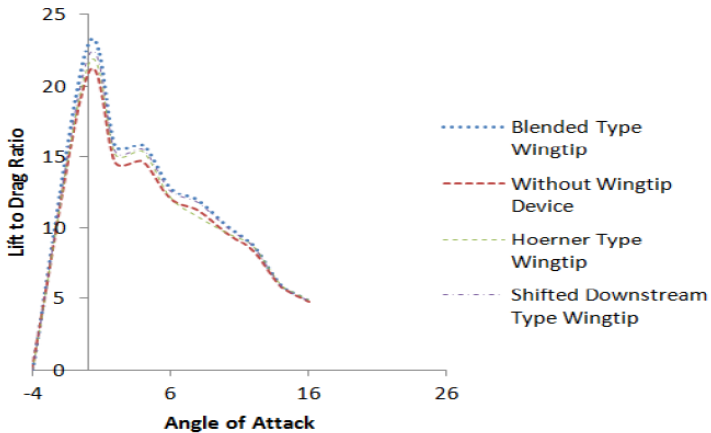
Pada penelitian simulasi **Turanoguz (2014)** menggunakan jenis *airfoil* E562 dengan jenis winglet *Hoerner type wingtip*, *Shifted Downstream type wingtip*, *Blended type wingtip*. Bentuk winglet tersebut tampak pada Gambar 2.12.

Hasil yang diperoleh dari penelitian **Turanoguz (2014)** dapat dilihat pada Gambar 2.13. Grafik ini menunjukkan

perbandingan C_L/C_D untuk tiap-tiap jenis winglet terhadap sudut serang *airfoil*.

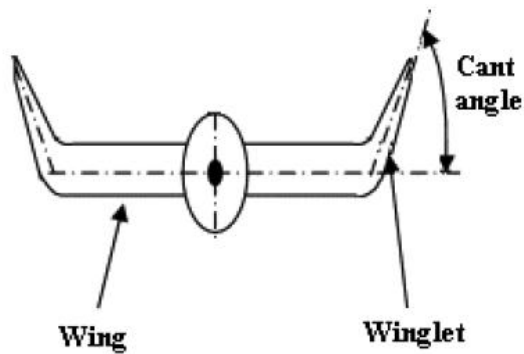


Gambar 2.12 Baseline wing (1) Hoerner type wingtip (2), Shifted Downstream type wingtip (3), Blended type wingtip (4).
(Turanoguz, 2014)

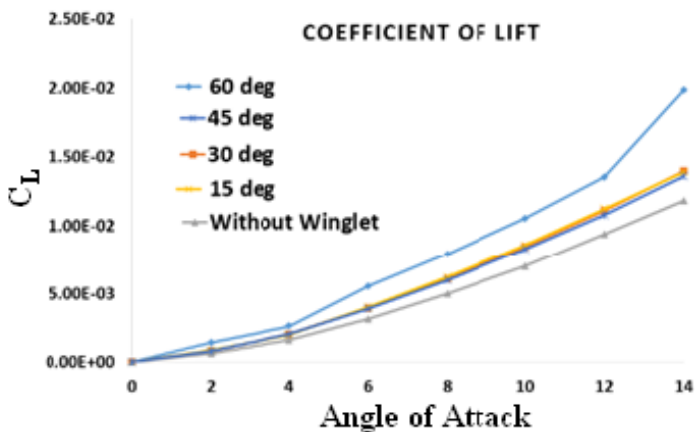


Gambar 2.13 *Lift-to-Drag ratio versus angle of attack*.
(Turanoguz, 2014)

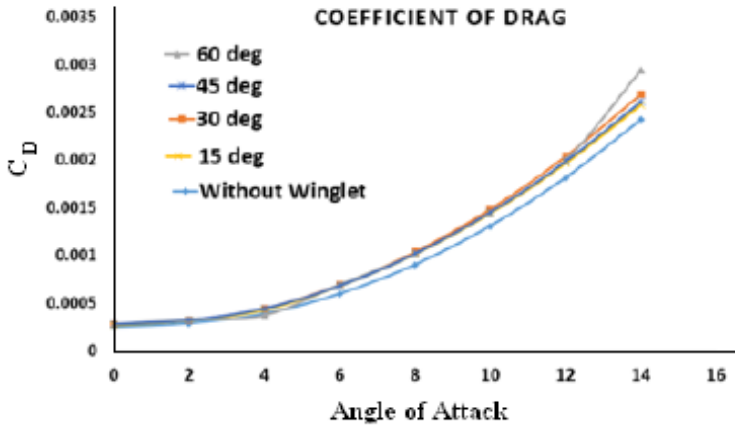
Penelitian **Myilsamy, dkk (2014)** mengenai investigasi performa *aircraft* dengan variasi *cant angle* dengan jenis winglet berupa *blended winglet* menunjukkan adanya pengaruh sudut kemiringan winglet terhadap arah span. Perhitungan besar sudut *cant angle* berdasarkan arah span seperti pada gambar 2. 14.



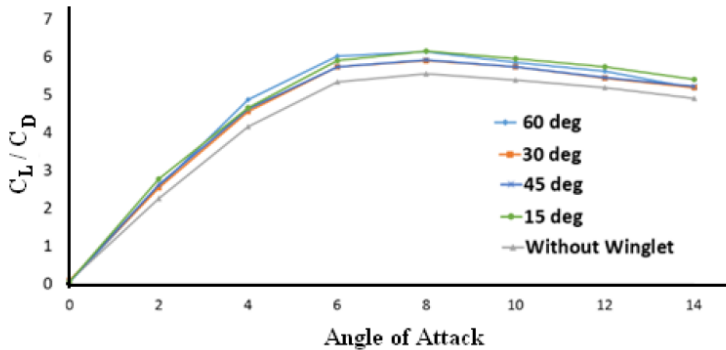
Gambar 2.14 Tampak depan *fixed wing aircraft* dengan *fixed winglet*. (Myilsamy, dkk, 2014)



Gambar 2.15 C_L versus angle of attack. (Myilsamy, dkk, 2014)



Gambar 2.16 C_D versus angle of attack. (Myilsamy, dkk, 2014)

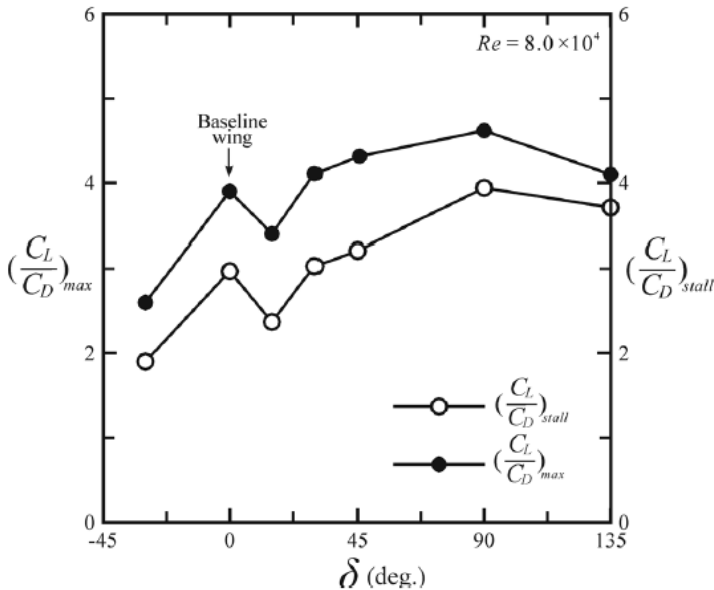


Gambar 2.17 Lift-to-Drag ratio versus angle of attack.
(Myilsamy, dkk, 2014)

Penelitian **Myilsamy, dkk (2014)** menghasilkan grafik perbandingan C_L , C_D dan C_L/C_D untuk tiap-tiap jenis winglet terhadap sudut serang. Gambar 2.15 menunjukkan perbandingan C_L untuk tiap-tiap jenis winglet terhadap sudut serang, grafik C_L cenderung naik hingga sudut serang 14°. Gambar 2.16

menunjukkan perbandingan C_D untuk tiap-tiap jenis winglet terhadap sudut serang, grafik C_D cenderung naik hingga sudut serang 14° . Gambar 2.17 menunjukkan perbandingan C_L/C_D untuk tiap-tiap jenis winglet terhadap sudut serang, grafik C_L/C_D cenderung naik hingga sudut serang 8° dan kemudian menurun hingga sudut serang 14° .

Yen (2011) melakukan penelitian dengan metode eksperimen untuk melihat efek penambahan *dihedral winglet* terhadap *wingtip vortex* pada *airfoil NACA 0012* dengan variasi *cant angle* $\delta = -30^\circ$, $\delta = 15^\circ$, $\delta = 30^\circ$, $\delta = 45^\circ$, $\delta = 90^\circ$, $\delta = 135^\circ$. Hasil yang diperoleh adalah pada $\delta = 90^\circ$ nilai *lift-to-drag ratio* pada kondisi *stall* dan nilai maksimum *lift-to-drag ratio* masing-masing adalah 32% dan 17% lebih besar dibandingkan tanpa winglet. Gambar 2.18 menunjukkan perubahan *Lift to Drag ratio* pada nilai maksimum dan kondisi *stall* terhadap perubahan *cant angle*.



Gambar 2.18 *Lift-to-Drag ratio versus cant angle* (Yen, 2011)

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB 3

METODE PENELITIAN

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan *software Fluent 6.3* dan *software Gambit 2.4* untuk membuat *geometry* dan *meshing*. Prosedur yang dilakukan pada penelitian numerik adalah sebagai berikut:

3.1 Tahap pre-processing

Tahap ini merupakan tahap penentuan benda uji, *geometry*, serta bentuk *meshing* simulasi.

3.1.1 Geometri Benda Uji

Membuat geometri berupa *airfoil* E562 dan *forward wingtip fence cant angle 90°* seperti gambar 3.1

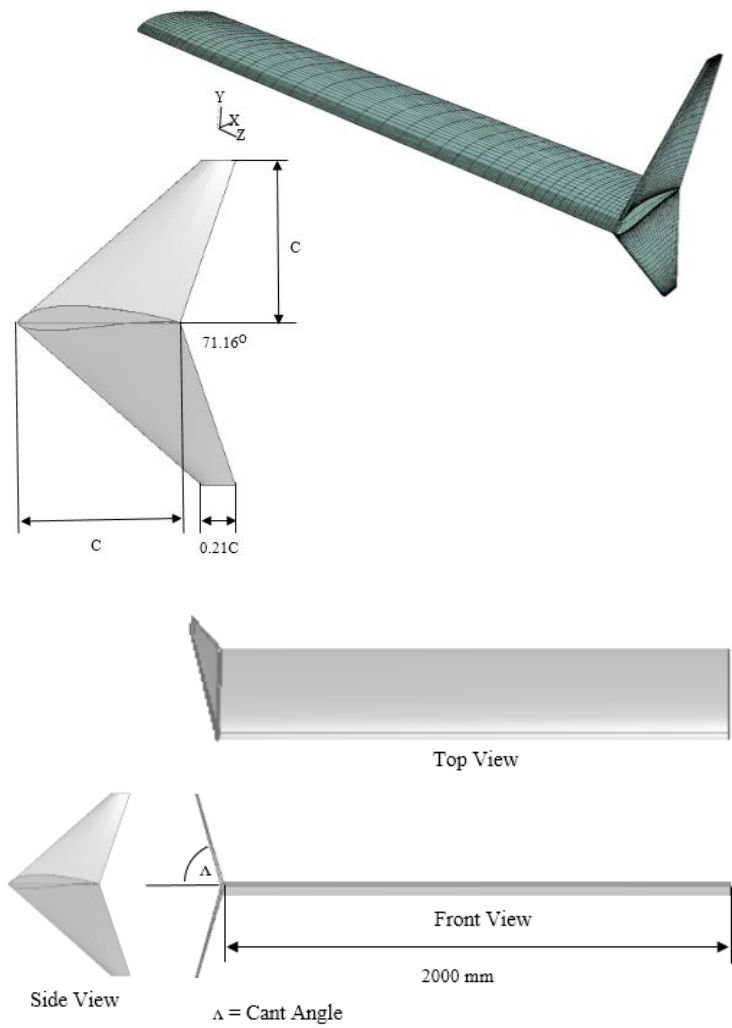
Tabel 3.1 Spesifikasi Sayap

No	Deskripsi	Dimensi
1	Tipe <i>airfoil</i>	<i>Eppler 562</i>
2	Chord line (C)	360 mm
3	Span (S)	2000 mm
4	Aspect Ratio (AR)	5.55
5	Wing Area	720000 mm ²

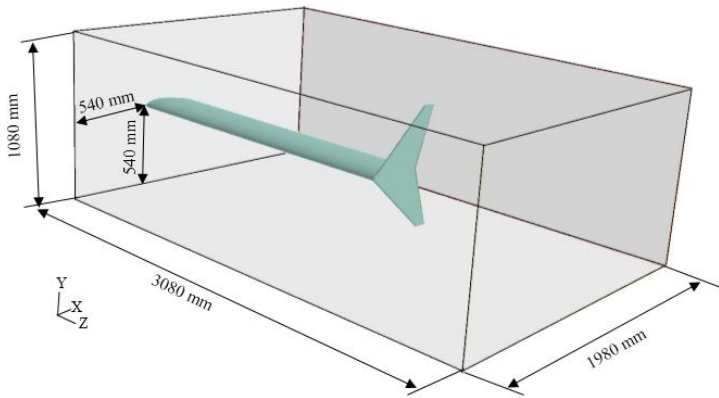
Tabel 3.2 Spesifikasi *wingtip*

No	Deskripsi	Dimensi
1	Tipe <i>wingtip</i>	<i>Forward wingtip fence</i>
2	Ketebalan	10 mm
3	Tinggi total	720 mm

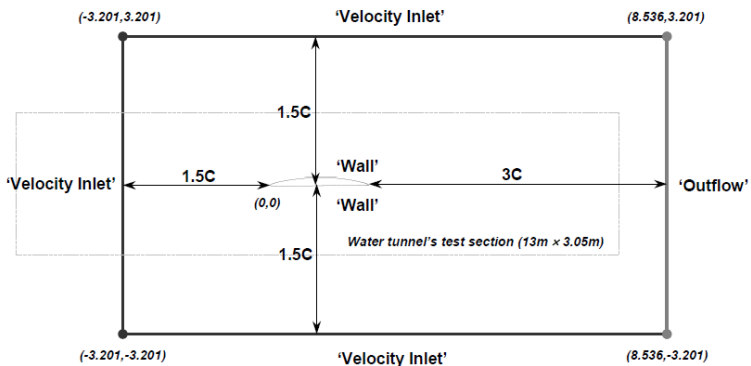
Geometry wingt dan *wingtip* ditampilkan pada gambar 3.1. Gambar dimensi *wind tunnel* simulasi, dimensi pemodelan dan kondisi latar ditampilkan pada gambar 3.2.



Gambar 3.1 Geometry *wing* dan *winglet*



(a)

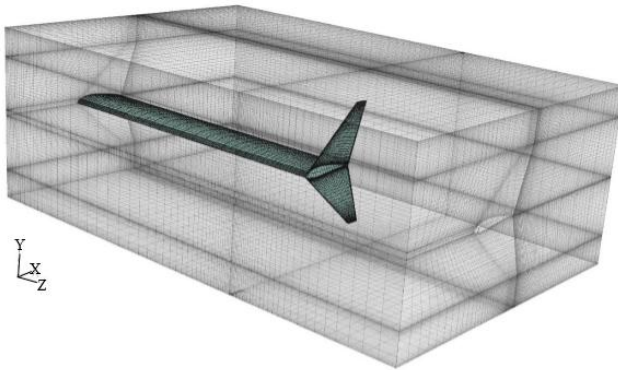


(b)

Gambar 3.2 Dimensi *wind tunnel* simulasi (a), dimensi pemodelan dan kondisi latar (Mulvany, dkk, 2004) (b)

3.1.2 Meshing

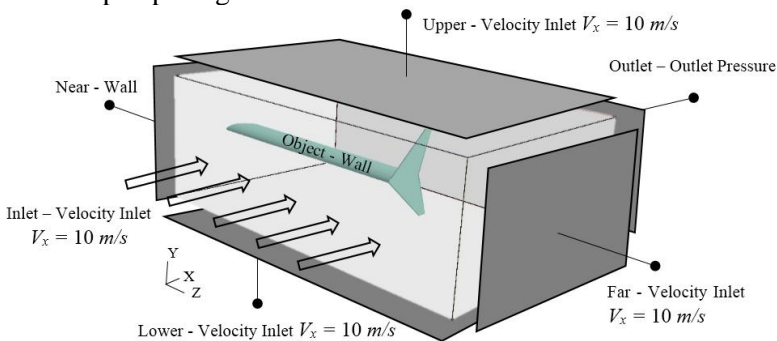
Pada simulasi numerik ini menggunakan bentuk *meshing hexahedral map* pada semua bagian kecuali pada bagian perpanjangan berupa *unstructure mesh*. Bentuk *meshing* tampak pada gambar 3.3.



Gambar 3.3 *Meshing* simulasi menggunakan *Gambit 2.4*

3.1.3 Boundary Condition

Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *outlet pressure*. *Upper surface*, *lower surface*, dan *far surface* adalah *inlet velocity* ke arah *x-positive*. *Near wall*, *airfoil* dan *wingtip fence* adalah *wall*. Berikut adalah dimensi dan *boundary condition* dari hasil *Design Geometry*. Simpan file *meshing* dalam bentuk *.msh*. Visualisai pemodelan dan kondisi latar tampak pada gambar 3.4



Gambar 3.4 Pemodelan dan kondisi latar

3.2 Tahap processing

Tahap ini merupakan tahap penentuan material, *operating conditions*, *turbulence model*, *boundary conditions*, *solution*, *initialize*, *reference value*, *monitor residual*, *comparation*, dan *grid independency*.

3.2.1 Materials

Tahap ini merupakan penetapan jenis material yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* (ρ) = 1,165 kg/m³ dan *viskositas* (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ kg/m.s yang sesuai dengan kondisi eksperimen.

3.2.2 Operating Conditions

Operating Conditions yaitu menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101325 pascal.

3.2.3 Turbulence model

Turbulence model pada penelitian ini menggunakan permodelan *k- ω SST* mengikuti penelitian yang dilakukan **Hariyadi (2016)**. *Re* pada penelitian ini adalah 2.4 x 10⁴.

3.2.4 Boundary Conditions

Boundary Conditions yaitu menentukan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen untuk kondisi pada sisi *inlet* adalah *inlet velocity* $V_{\infty} = 10$ m/s. Kondisi batas *outlet* adalah *outlet pressure* ($P_{\text{gauge}} = 0$ Pa). *Upper surface*, *lower surface*, dan *far surface* adalah *inlet velocity* ke arah *x-positive* ($V_{\infty} = 10$ m/s). *Near wall*, *airfoil* dan *wingtip fence* adalah *wall*.

3.2.5 Solution

Solution pada penelitian ini akan menggunakan *discretization pressure* untuk *Pressure*, *second-order upwind* untuk *Momentum*, *Pressure Velocity Coupling* adalah *Standard*.

3.2.6 Initialize

Initialize yaitu merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

3.2.7 Reference Value

Reference Value digunakan untuk menentukan referensi penghitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

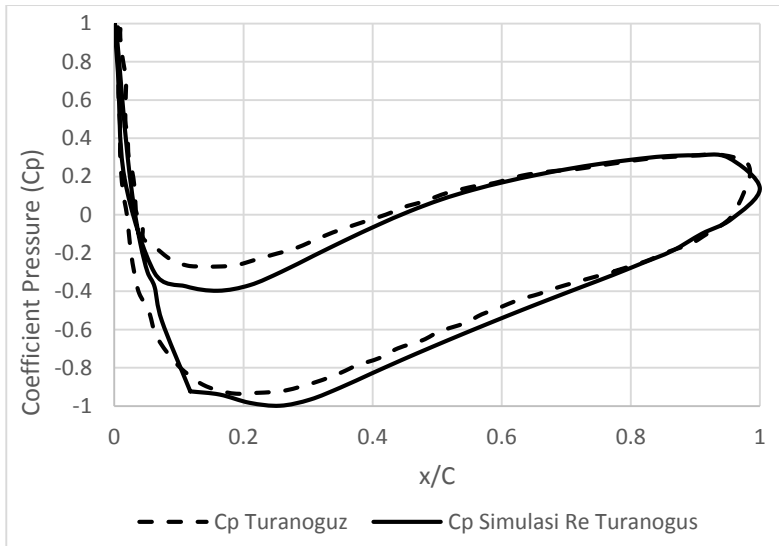
3.2.8 Monitor Residual

Monitor Residual merupakan tahapan untuk penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Konvergensi adalah analisis kebenaran internal dimana tingkat kesalahan yang dirancang dipenuhi oleh model yang dikembangkan. Banyaknya proses iterasi berpengaruh terhadap tingkat akurasi yang dapat diperoleh. Jumlah iterasi yang dibutuhkan berbanding lurus dengan jumlah total element yang digunakan pada pemodelan. Semakin banyak jumlah grid yang dipakai dalam pemodelan maka semakin banyak pula iterasi yang perlu dilakukan untuk perhitungan model tersebut.

Proses iterasi berhenti jika telah mencapai batas *convergence* yang telah ditentukan. *Convergence* kriteria yang digunakan dalam proses iterasi menggunakan *fluent* 6.3 adalah 10^{-5} untuk *residual* yang artinya proses perhitungan atau *running* akan terus beriterasi agar mencapai hasil dengan tingkat error sebesar 10^{-5} . Untuk analisa dengan *pressure-based solver*, angka 10^{-5} mampu mencapai konvergensi yang cukup kualitatif.

3.2.9 Comparasion

Tahap *comparasion* merupakan tahap pengujian kebenaran prosedur simulasi dengan metode pembandingan data hasil simulasi terhadap *paper* sebelumnya. Pada simulasi kali ini data pembandingan yang digunakan adalah nilai C_p dari *paper* **Turanoguz (2014)** dengan Reynolds Number sebesar 10^6 . Pada penelitian **Turanoguz (2014)** menggunakan permodelan berupa *k-e standart*. Pada penelitian penulis menggunakan permodelan *k- ω SST* mengikuti penelitian yang dilakukan **Hariyadi (2016)**. Grafik *comparation Cp* terdapat pada gambar 3.5



Gambar 3.5 Grafik *Comparasion Cp*

3.2.10 Grid Independency

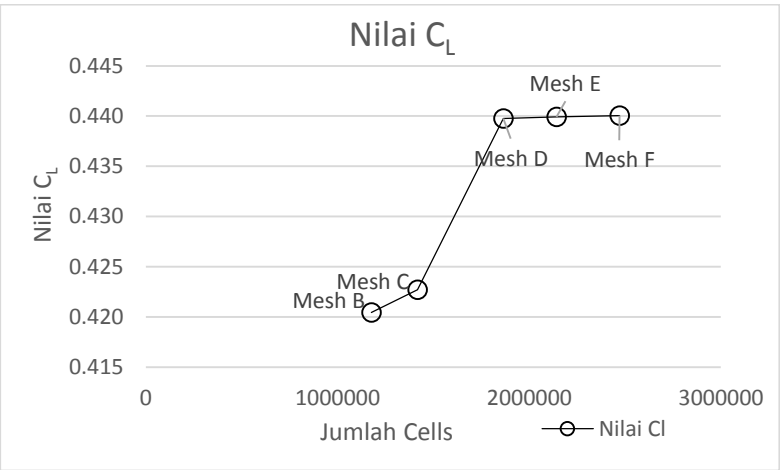
Langkah awal setelah masuk pada *software Fluent* yaitu *read* data hasil *meshing*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid*. Setelah itu ditentukan skala. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam mm. Dalam penggunaan *Fluent 6.3*, memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post processing* maupun

preprocessing-nya. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Untuk mendapatkan informasi yang lebih lengkap pada daerah di sekitar *wall* maka memerlukan perhitungan y^+ pada masing-masing *meshing*.

Pada tabel 3.3 ditampilkan analisis *grid independency* model *plain airfoil E562* tiga dimensi. Pada gambar 3.6 ditampilkan grafik *grid Independency* perbandingan C_L . Jenis *meshing* yang dipilih adalah Mesh D.

Tabel 3.3 Analisis *grid independency* model *plain airfoil E562*

No	Nama	Jumlah Cell	Nilai C_L	Y+	skew	Error (%)
1	Mesh B	1175390	0.420	220.18	0.852	1.93
2	Mesh C	1416090	0.423	366.42	0.852	1.70
3	Mesh D	1864419	0.440	223.84	0.852	0.00
4	Mesh E	2142055	0.440	140.51	0.852	-0.02
5	Mesh F	2470820	0.440	89.53	0.852	-0.03

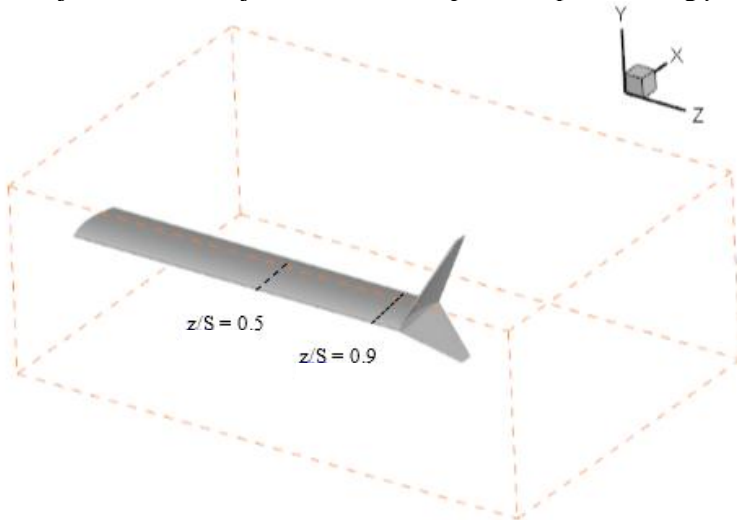


Gambar 3.6 *Grid Independency* perbandingan C_L

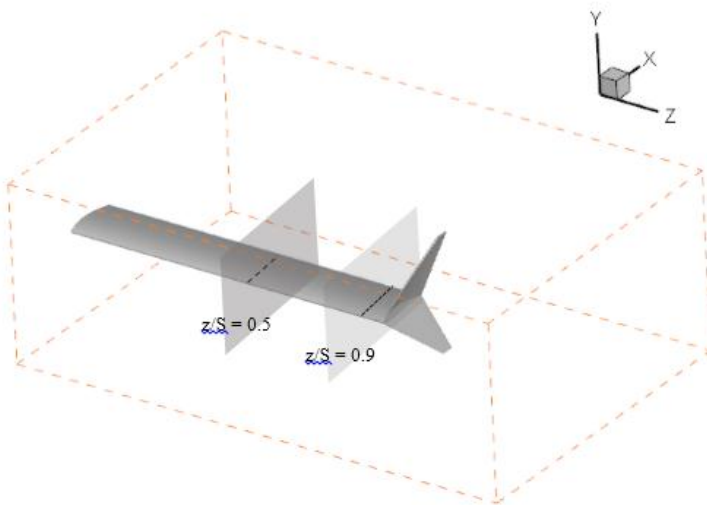
3.3 Tahap post-processing

Pengambilan data nilai C_p dilakukan pada bidang xy pada jarak $z/S = 0.5$ serta $z/S = 0.9$. Gambar 3.7 menunjukkan letak distribusi C_p pada *span*. Penampilan kontur kecepatan dan *streamline* hanya di area *midspan* dan $z/S = 0.9$ pada simulasi tanpa *wingtip fence* dan simulasi menggunakan *wingtip fence cant angle* 90° dengan sudut serang 0° dan 12° . Gambar 3.8 menunjukkan letak tinjauan kontur kecepatan dan *streamline* disekitar airfoil.

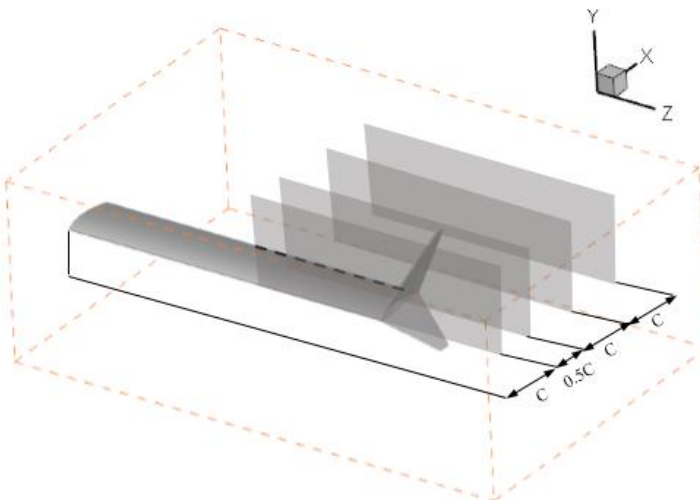
Pada tulisan ini akan ditampilkan fenomena *tip vortex* pada *airfoil* tanpa *wingtip fence* dan *airfoil* dengan penambahan *forward wingtip fence cant angle* 90° pada sudut serang 0° . Gambar 3.9 menunjukkan letak tinjauan fenomena *tip vortex* pada bidang $y-z$.



Gambar 3.7 Area tinjauan distribusi C_p pada *span*



Gambar 3.8 Area tinjauan kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* bidang *x-y*



Gambar 3.9 Area tinjauan kontur kecepatan dan *streamline* bidang *y-z* sisi *wingtip* pada bagian belakang *trailing edge*

BAB 4

ANALISA DAN PEMBAHASAN DATA

Simulasi numerik penambahan *forward wingtip fence* pada *airfoil eppler 562* dilakukan untuk melihat pengaruh *cant angle* terhadap unjuk kerja *wing* yang meliputi C_P di area *midspan* ($z/S = 0.5$) dan area $z/S = 0.9$. Bilangan *Reynolds* (Re) yang digunakan sebesar 2.4×10^5 . Selain menampilkan karakteristik secara kuantitatif, fenomena aliran akan ditampilkan secara kualitatif berupa tampilan vektor, kontur kecepatan, serta kontur tekanan. Penampilan kontur kecepatan dan *streamline* hanya di area *midspan* dan $z/S = 0.9$ pada simulasi tanpa *wingtip fence* dan simulasi menggunakan *wingtip fence cant angle* 90° dengan sudut serang 0° dan 12° .

Analisa fenomena *tip vortex* dilakukan dengan menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* bidang y - z sisi *wingtip* pada bagian belakang *trailing edge*. Ilustrasi fenomena *tip vortex* ditampilkan dengan vector kecepatan arah y dan z . Analisa kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface airfoil* bidang x - z berguna untuk menampilkan bentuk pergerakan aliran fluida vektor x - z pada sisi *upper surface airfoil*. Unjuk kerja *airfoil* ditunjukkan pada tabel dengan menampilkan perbandingan C_L , C_D dan C_L/C_D pada variasi *cant angle* yang dibandingkan terhadap *airfoil* tanpa *wingtip* pada sudut serang 0° dan 12° .

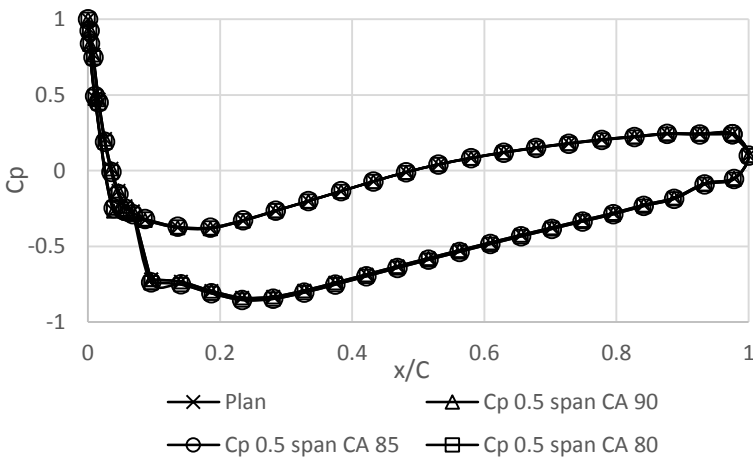
Fenomena aliran lebih lanjut ditampilkan berupa kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada $\alpha = 0^\circ$ dan $\alpha = 12^\circ$. Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil plain* dan dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° , 85° , dan 80° pada sudut serang 0° dan 12° . Kontur kecepatan dan *streamline* area *lower surface airfoil* bidang x - z pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence*, *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° , *cant angle* 85° dan *cant angle* 80° sudut serang 0° dan 12° .

Kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface airfoil* bidang x - z pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence*, *airfoil* dengan

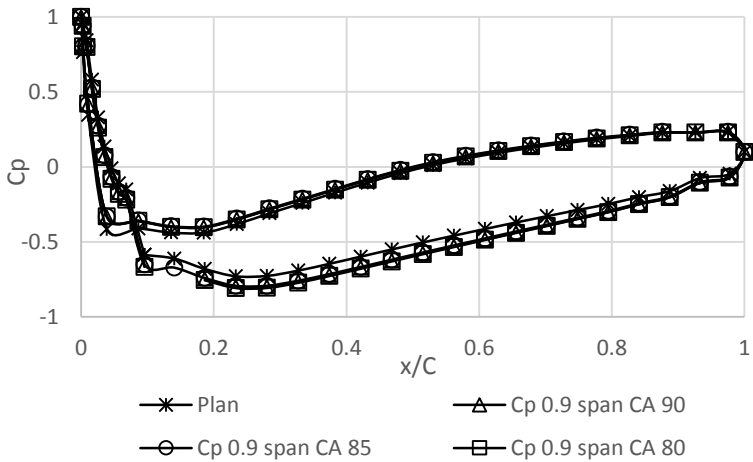
forward wingtip fence cant angle 90°, cant angle 85° dan cant angle 80° sudut serang 0° dan 12°. Kontur tekanan dan streamline area lower surface airfoil bidang x-z pada airfoil tanpa forward wingtip fence, airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90°, cant angle 85° dan cant angle 80° sudut serang 0° dan 12°. Kontur tekanan dan streamline area upper surface airfoil bidang x-z pada airfoil tanpa forward wingtip fence, airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90°, cant angle 85° dan cant angle 80° sudut serang 0° dan 12°.

4.1 Pressure coefficient (C_p) area span

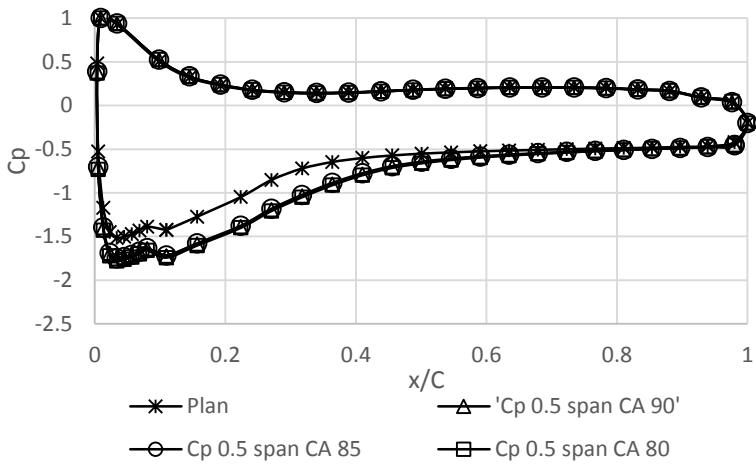
Koefisien tekanan (C_p) dapat menunjukkan distribusi tekanan fluida pada permukaan *airfoil* dalam satu bidang. Pada simulasi numerik ini mampu menampilkan distribusi C_p pada area *midspan* serta area $z/S = 0.9$ untuk melihat pengaruh penambahan *wingtip fence* serta perubahan *cant angle* pada sisi sekitar *wingtip*. Lokasi dari pengambilan data C_p terbagi dua dimana bagian dominan atas pada grafik merupakan *lower surface* dan bagian dominan bawah merupakan *upper surface* dari *airfoil*.



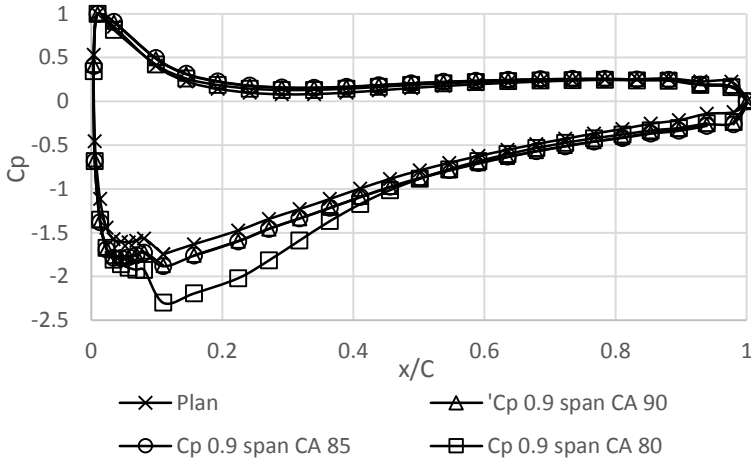
Gambar 4.1 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.5$ VS x/C pada sudut serang 0°



Gambar 4.2 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.9$ VS x/C pada sudut serang 0°



Gambar 4.3 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.5$ VS x/C pada sudut serang 12°



Gambar 4.4 Grafik distribusi C_p pada $z/S = 0.9$ VS x/C pada sudut serang 12°

Distribusi C_p yang diperoleh menunjukkan adanya perbedaan tekanan antara *upper surface* dan *lower surface* pada sepanjang *span airfoil*. Distribusi C_p mampu memberikan informasi titik stagnasi yang ditandai dengan nilai C_p sebesar 1. Pengambilan data distribusi C_p dilakukan pada sudut serang 0° dan 12° .

Gambar 4.1 menunjukkan distribusi C_p pada $z/S = 0.5$ terhadap x/C pada sudut serang 0° . Dari keempat distribusi C_p yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berimpit. Kondisi ini menunjukkan bahwa fenomena aliran pada $\alpha = 0^\circ$ dan diarea *midspan* tidak mengalami perubahan baik dengan penambahan *wingtip* maupun tanpa penggunaan *wingtip*.

Gambar 4.2 menunjukkan distribusi C_p pada $z/S = 0.9$ terhadap x/C pada sudut serang 0° . Distribusi C_p yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berbeda antara penggunaan *forward wingtip fence* dan tanpa *forward wingtip fence*. Pada simulasi dengan penggunaan *forward wingtip fence*, distribusi C_p di $z/S = 0.9$ pada sudut serang 0° relatif sama terhadap

area *midspan*. Sedangkan simulasi tanpa penggunaan *forward wingtip fence*, distribusi C_p di $z/S = 0.9$ pada sudut serang 0° mengalami kenaikan nilai pada *upper surface* dan penurunan nilai pada *lower surface* jika dibandingkan dengan distribusi C_p area *midspan* pada sudut serang 0° .

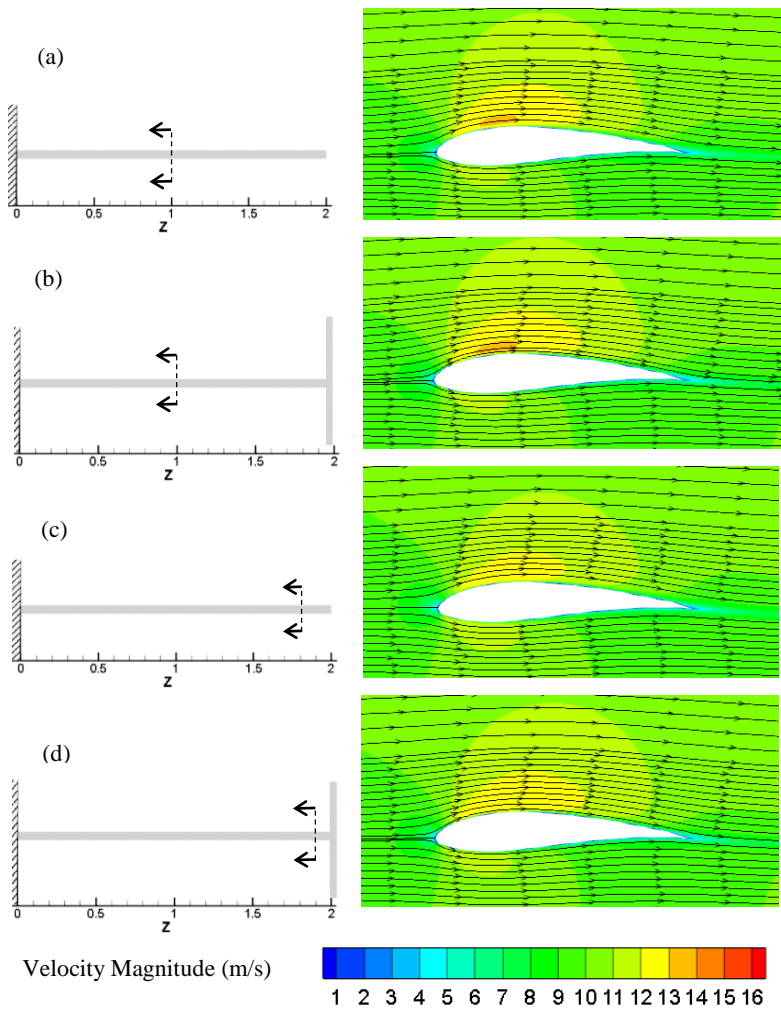
Gambar 4.3 menunjukkan distribusi C_p pada $z/S = 0.5$ terhadap x/C pada sudut serang 12° . Dari ketiga distribusi C_p area *midspan* dengan penambahan winglet yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berimpit. Sedangkan distribusi C_p area *midspan* tanpa penambahan winglet pada area *upper surface* mengalami kenaikan tekanan sedangkan area *lower surface* cenderung sama. Kondisi ini menunjukkan bahwa fenomena aliran pada $\alpha = 12^\circ$ di area *midspan* mengalami perubahan dengan penambahan *wingtip* jika dibandingkan dengan tanpa penggunaan *wingtip* sedangkan perubahan *cant angle* dari sudut 90° hingga 80° tidak mempengaruhi distribusi C_p area *midspan*.

Gambar 4.4 menunjukkan distribusi C_p pada $z/S = 0.9$ terhadap x/C pada sudut serang 12° . Pada area *lower surface* distribusi C_p cenderung berimpitan. Pada area *upper surface* distribusi C_p tanpa penggunaan *wingtip fence* merupakan yang tertinggi selanjutnya pada penambahan *wingtip fence* dengan *cant angle* 90° dan 85° tampak berimpitan sedangkan penambahan *wingtip fence* dengan *cant angle* 80° memiliki distribusi C_p yang terendah. Kondisi ini menunjukkan bahwa fenomena aliran pada $\alpha = 12^\circ$ di area $z/S = 0.9$ mengalami perubahan dengan penambahan *wingtip* jika dibandingkan dengan tanpa penggunaan *wingtip* sedangkan perubahan *cant angle* dari sudut 90° hingga 85° tidak mempengaruhi distribusi C_p sedangkan pada sudut 80° mengalami perubahan yang cukup signifikan.

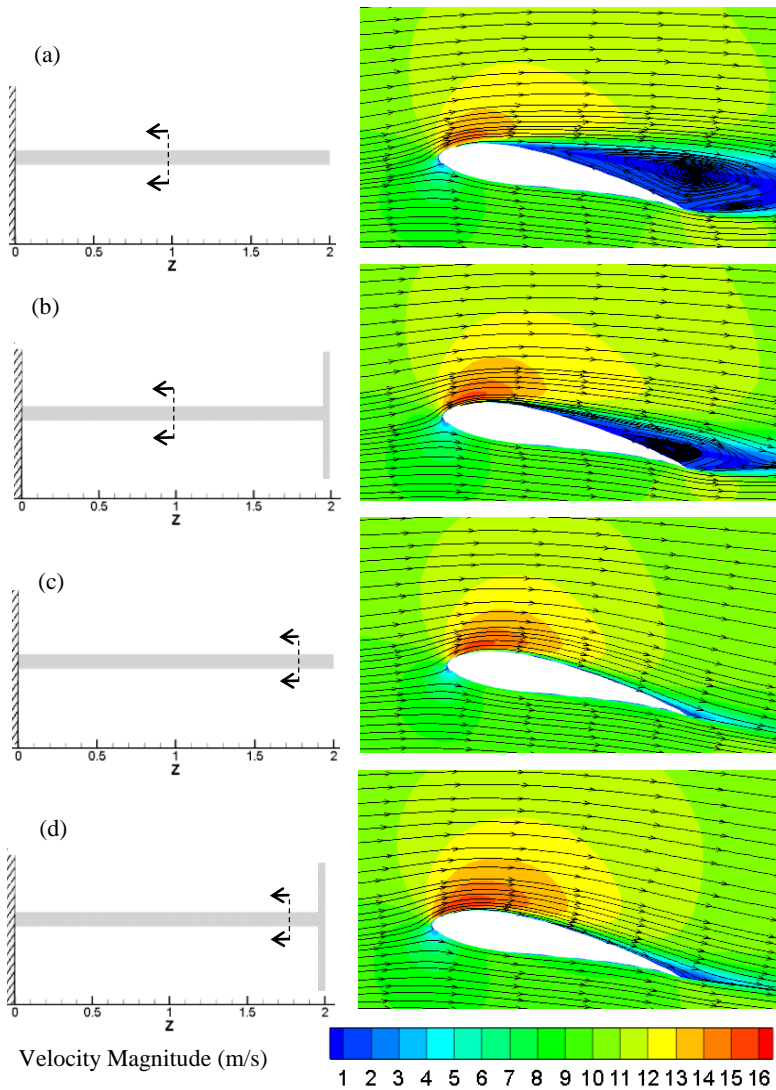
4.2 Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* bidang x - y

Kontur kecepatan menunjukkan sebaran besar kecepatan di area yang ditinjau. *Streamline* menunjukkan arah pergerakan aliran fluida pada area yang ditinjau. Kontur kecepatan dan

streamline dapat memberi informasi terkait *stagnation point* serta *separation point*.



Gambar 4.5 Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada $\alpha = 0^\circ$



Gambar 4.6 Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada $\alpha = 12^\circ$

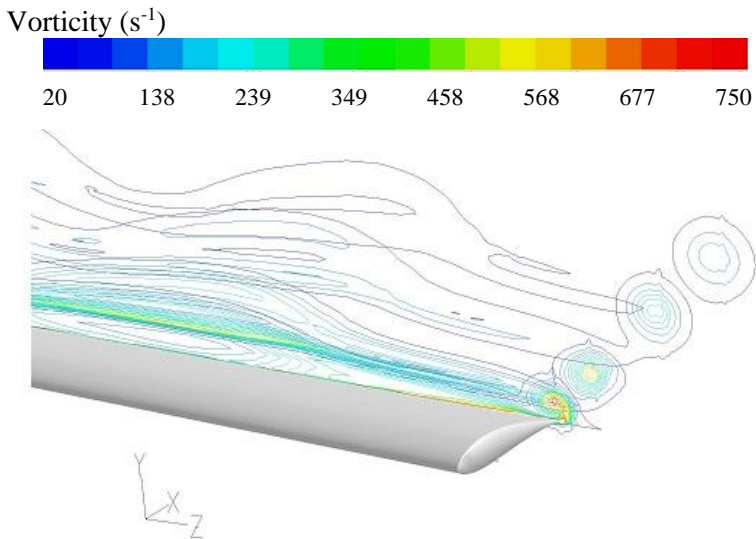
Gambar 4.5 menunjukkan kontur kecepatan dan *streamline* pada sudut serang 0° *plain airfoil* dan dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° di area *midspan* dan area $z/S = 0.9$. Dari gambar yang ditampilkan terlihat kesamaan kontur kecepatan dan *streamline* pada gambar (a) dan (b). Hal ini menunjukkan tidak adanya perubahan dari kontur kecepatan dan *streamline* di area *midspan* baik dengan penggunaan *forward wingtip fence* maupun *plain airfoil* pada $\alpha = 0^\circ$. Pada gambar (c) tampak sedikit penurunan kecepatan pada area atas *upper surface* sedangkan pada bagian bawah *lower surface* mengalami peningkatan dan pada gambar (d) tampak serupa dengan kontur area *midspan*.

Gambar 4.6 menunjukkan kontur kecepatan dan *streamline* pada sudut serang 12° *plain airfoil* (a) dan dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° di area *midspan* dan area $z/S = 0.9$. Pada gambar (a) dan (b) yang ditampilkan terlihat *separation point* mendekati *leading edge* pada kontur kecepatan dan bentuk *streamline* yang menunjukkan *reverse flow*. Pada gambar (c) dan (d) tidak terlihat *reverse flow* dan *separation point* masih disekitar *trailing edge*.

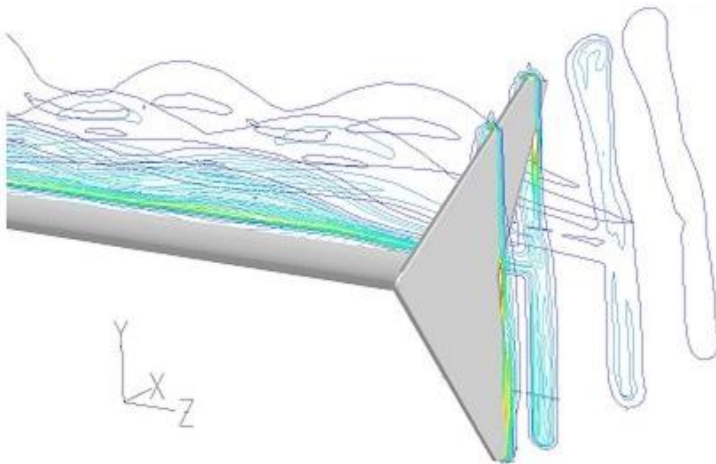
4.3 Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* bidang y-z sisi *wingtip*

Analisa fenomena *tip vortex* dilakukan dengan menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* bidang y-z sisi *wingtip* pada bagian belakang *trailing edge*. Ilustrasi fenomena *tip vortex* ditampilkan dengan vector kecepatan arah y dan z.

Gambar 4.7 menampilkan fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tanpa *forward wingtip fence* sudut serang 12° . Ilustrasi ditampilkan dengan *vector* kecepatan arah y dan z. Dari gambar tersebut dapat dilihat pembentukan pusaran pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil*. Terbentuknya pusaran diakibatkan *secondary flow* yang berasal dari aliran bawah *airfoil* yang bergerak menuju bagian atas *airfoil* akibat perbedaan tekanan di sisi *tip*. Pergerakan tersebut menghasilkan pusaran yang terdiri dari *upwash* dan *downwash*.



Gambar 4.7 Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip* airfoil tanpa *forward wingtip fence* sudut serang 12°



Gambar 4.8 Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip* airfoil tanpa *forward wingtip fence* sudut serang 12°

Gambar 4.8 menampilkan fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* dengan penambahan *forward wingtip fence cant angle* 90° sudut serang 0° . Ilustrasi ditampilkan dengan *vector* kecepatan arah *y* dan *z*. Dari gambar tersebut dapat dilihat berkurangnya fenomena terbentuknya *tip vortex* jika dibandingkan dengan bagian *tip* pada *airfoil* tanpa *wingtip fence*. Pembentukan pusaran pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tampak kecil dan melemah.

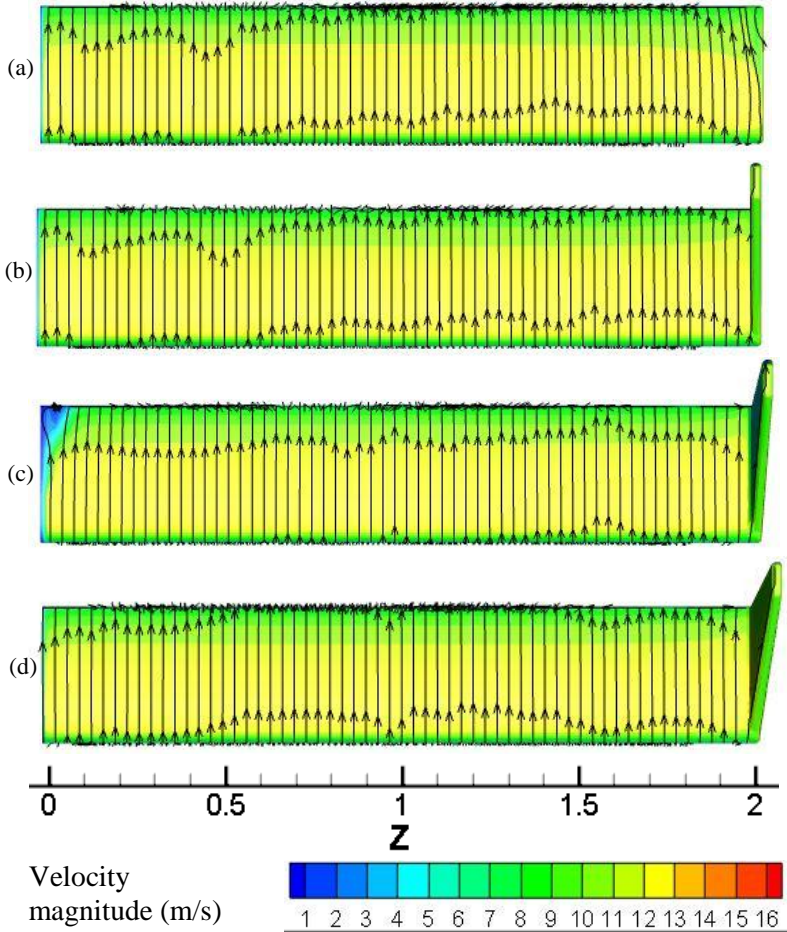
Perkembangan *induced drag* meningkat seiring dengan besarnya kecepatan *freestream* dan penambahan sudut serang. Penggunaan *forward wingtip fence* akan menguntungkan pada sudut serang yang besar sebelum *stall* dan pada *Reynolds Number* yang besar.

4.4 Kontur kecepatan dan streamline upper surface airfoil bidang x-z

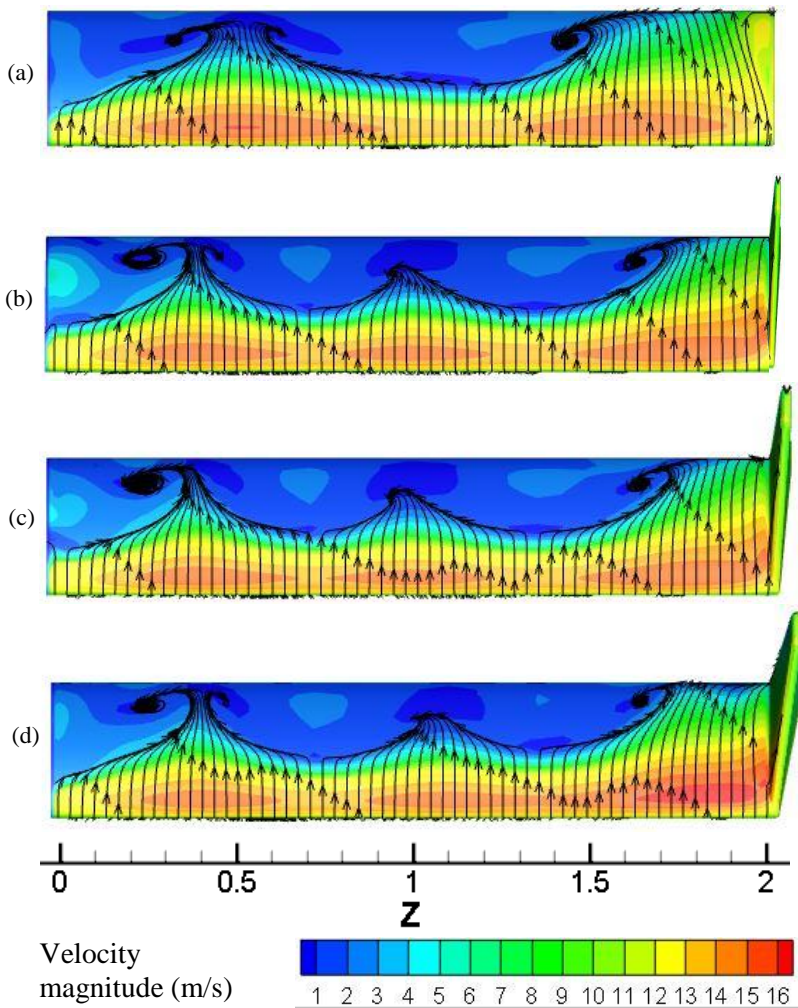
Gambar 4.9 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline area upper surface airfoil* bidang *x-z* pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* (a), *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° (b) *cant angle* 85° (c), dan *cant angle* 80° (d) sudut serang 0° . Pada gambar 4.9 (a) tampak terjadi belokan aliran pada sisi *tip airfoil*. Hal tersebut mengindikasikan adanya *secondary flow* dari area *lower surface*. Berbeda dengan gambar 4.9(b), 4.9(c), dan 4.9(d) pada gambar tersebut tidak tampak belokan *streamline* pada sisi *wingtip* sebagai efek dari penambahan *forward wingtip fence*.

Gambar 4.10 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline area upper surface airfoil* bidang *x-z* pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* (a), *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° (b) *cant angle* 85° (c), dan *cant angle* 80° (d) sudut serang 12° . Seperti halnya pada keadaan sudut serang 0° , pada gambar 4.10 (a) tampak terjadi belokan aliran pada sisi *tip airfoil*. Hal tersebut mengindikasikan adanya *secondary flow* dari area *lower surface*. Berbeda dengan gambar 4.10(b), 4.10 (c), dan 4.10

(d) pada gambar tersebut tidak tampak belokan *streamline* pada sisi *wingtip* sebagai efek dari penambahan *forward wingtip fence*.



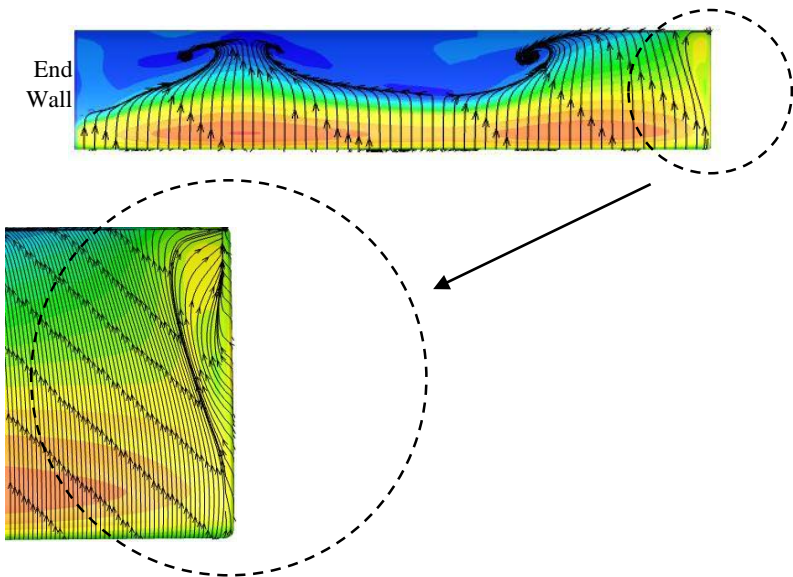
Gambar 4.9 Kontur kecepatan dan streamline area upper surface airfoil bidang x-z pada *plain airfoil* (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b), cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 0°



Gambar 4.10 Kontur kecepatan dan streamline area upper surface airfoil bidang x-z pada *plain airfoil* (a), airfoil dengan *forward wingtip fence cant angle* 90° (b), *cant angle* 85° (c) dan *cant angle* 80° (d) sudut serang 12°

Analisa kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface airfoil* bidang x - z berguna untuk menampilkan bentuk pergerakan aliran fluida vektor x - z pada sisi *upper surface airfoil*. Penampilan kontur kecepatan dapat memberikan letak *separation point* yang membentuk garis pada area tinjauan.

Gambar 4.11 menampilkan bentuk detail kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface airfoil* bidang x - z pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* sudut serang 12° . Pada sisi *wingtip* dapat dilihat pembelokan aliran akibat adanya tumpahan aliran dari bagian *lower surface airfoil* yang bergerak mendesak ke bagian *upper surface*. Hal ini mengakibatkan mengecilnya luasan efektif pada *airfoil* dalam menghasilkan *Lift*.



Gambar 4.11 Detail kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface airfoil* bidang x - z pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* sudut serang 12°

4.5 Performa Aerodinamika

Tabel 4.1 menunjukkan koefisien *drag*, *lift*, dan *Lift to Drag ratio* pada $\alpha = 0^\circ$ dan $\alpha = 12^\circ$ variasi $\Lambda = \text{plain}, 90^\circ, 85^\circ, 80^\circ$. Dari tabel dapat dilihat bahwa dengan penambahan *forward wingtip fence* dengan *cant angle* $90^\circ, 85^\circ$ dan 80° C_L mengalami peningkatan namun nilai C_D juga meningkat. Hal ini mengakibatkan nilai C_L/C_D mengalami penurunan jika dibandingkan dengan *plain airfoil*. Pada $\alpha = 0^\circ$, nilai C_L tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 80° dengan nilai 0.463. Nilai C_D tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 85° dengan nilai 0.048. Nilai C_L/C_D tertinggi pada *plain airfoil* dengan nilai 11.359. Pada $\alpha = 12^\circ$, nilai C_L tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 80° dengan nilai 1.086. Nilai C_D tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 80° dengan nilai 0.176. Nilai C_L/C_D tertinggi pada *plain airfoil* dengan nilai 6.409.

Tabel 4.1 Performa Aerodinamika

Sudut serang (α) = 0°			
<i>Cant angle</i> (Λ)	C_L	C_D	C_L/C_D
<i>plain</i>	0.425	0.037	11.359
90°	0.453	0.047	9.727
85°	0.450	0.048	9.480
80°	0.463	0.046	9.963
Sudut serang (α) = 12°			
<i>Cant angle</i> (Λ)	C_L	C_D	C_L/C_D
<i>plain</i>	1.021	0.159	6.409
90°	1.044	0.171	6.121
85°	1.051	0.172	6.126
80°	1.086	0.176	6.172

BAB 5

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Studi numerik karakteristik aliran tiga dimensi di sekitar *airfoil* Eppler 562 dengan penambahan *forward wingtip fence* variasi *cant* 90° , 85° , 80° menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Penambahan *forward wingtip fence* merubah distribusi C_p sepanjang *span* terutama pada bagian *tip airfoil*. Hal ini mengakibatkan penambahan *forward wingtip fence* meningkatkan gaya angkat pada *airfoil*.
2. Penambahan *forward wingtip fence* menyebabkan meningkatnya gaya drag pada *airfoil*, penambahan *forward wingtip fence* bertujuan untuk mengurangi *induce drag*, namun karena bentuk dan ketebalannya menyebabkan timbulnya jenis drag yang lain.
3. Penambahan *forward wingtip fence* mengakibatkan nilai C_L/C_D mengalami penurunan jika dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *forward wingtip fence*. Hal ini disebabkan nilai C_D yang juga meningkat.
4. Pada $\alpha = 0^\circ$, nilai C_L tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 80° dengan nilai 0.463. Nilai C_D tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 85° dengan nilai 0.048. Nilai C_L/C_D tertinggi pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* dengan nilai 11.359.
5. Pada $\alpha = 12^\circ$, nilai C_L tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 80° dengan nilai 1.086. Nilai C_D tertinggi pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence cant angle* 80° dengan nilai 0.176. Nilai C_L/C_D tertinggi pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* dengan nilai 6.409.

5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini:

1. Melakukan analisa lanjutan mengenai penyebab meningkatnya gaya drag pada *airfoil* dengan *forward wingtip fence* dengan meninjau jenis-jenis drag yang terjadi.
2. Menambah variasi *cant angle* untuk mendapatkan pola peningkatan C_L , C_D dan C_L/C_D tiap perubahan sudut serang.
3. Mengkolaborasikan konfigurasi *forward wingtip fence*, *swept angle*, serta getaran sayap agar lebih sesuai dengan kondisi nyata.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbas, A., J. de Vicente, E. Valerob. 2012. *Aerodynamic technologies to improve aircraft performance*. Aerospace Science and Technology 28 (2013) 100–132.
- Anderson, Jr., John. D. 2011. *Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition*. McGraw-Hill. United States of America
- Azlin , M. A, C.F Mat Taib, S. Kasolang and F.H Muhammad. 2011. *CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow*. World Congress on Engineering 2011 London.
- Duncan, John S.. 2016. *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration Flight Standards Service 2016.
- Federal Aviation Administration. 2000. *Rotorcraft Flying Handbook*. U.S. Department of Transportation
- Hariyadi, Setyo. 2016. *Numerical Study of Aerodynamic Analysis on Wing Airfoil NACA 43018 with the addition of Forward and Rearward Wingtip Fence*. Jurusan Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- Myilsamy, Dinesh., Kenny Mark V., Dharni Vasudhevan Venkatesan, Santhosh Kumar B., Sree Radesh R., V. R. Sanal Kumar. 2014. *Diagnostic Investigation of Aircraft Performance at Different Winglet Cant Angles*. International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering
- Myilsamy, Dinesh, Yokesh Thirumalai, Premkumar P.S. 2015. *Performance Investigation of an Aircraft Wing at Various Cant Angles of Winglets using CFD Simulation*. Altair Technology Conference India.
- Rajendran, Saravanan. 2012. *Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach*. Institute of Technology Department of Management and Engineering (IEI), Sweden.

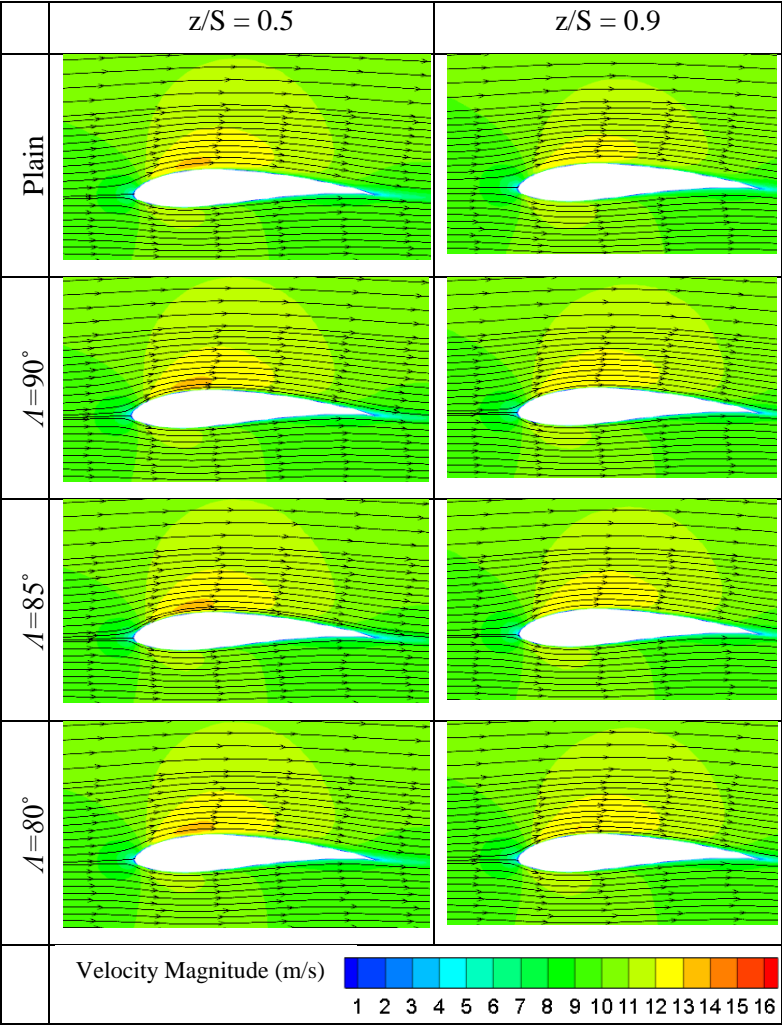
- Sohn, Myong Hwan, Jo Won Chang. 2011. *Visualization and PIV study of wing-tip vortices for three different tip configurations*. Aerospace Science and Technology.
- Turanoguz, Eren. 2014. *Design Of A Medium Range Tactical UAV And Improvement Of Its Performance By Using Winglets*. Middle East Technical University. Turkey.
- Yen, Shun C., Yu F. Fei. 2011. *Winglet Dihedral Effect on Flow Behavior and Aerodynamic Performance of NACA0012 Wings*. National Taiwan Ocean University

LAMPIRAN 1

Koordinat *airfoil* E562

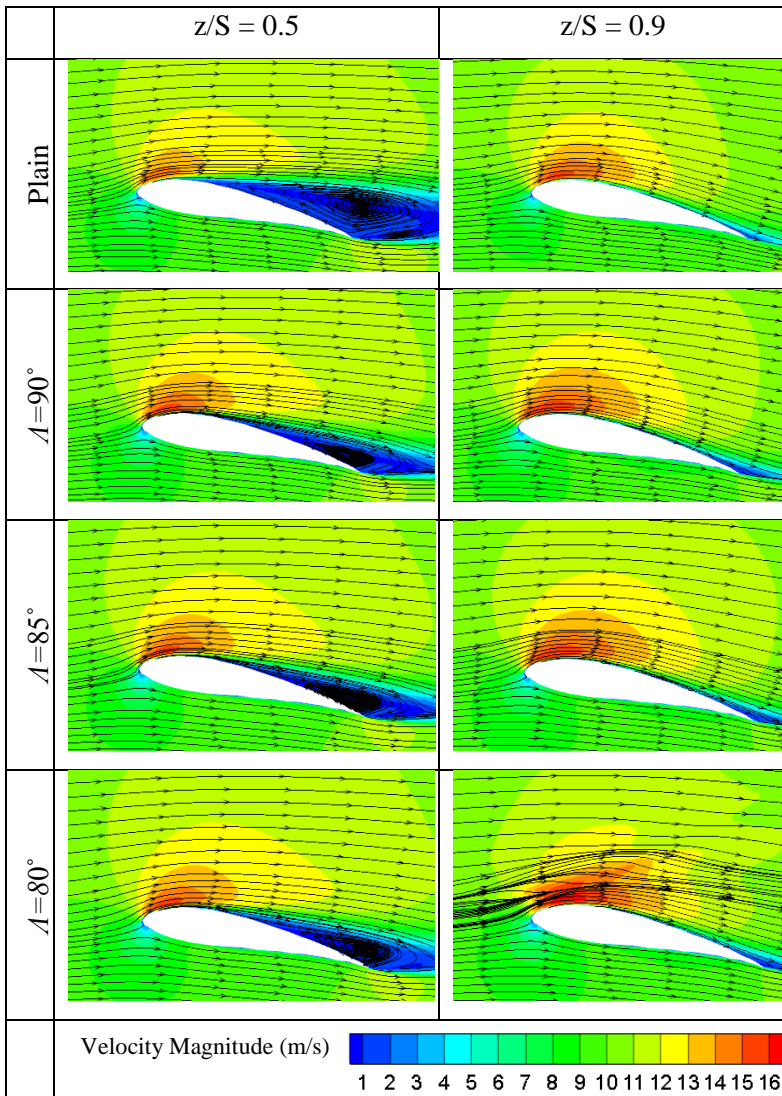
100	0	0.157	0.638
99.652	0.123	0.023	-0.231
98.695	0.499	0.492	-0.991
97.266	1.065	1.554	-1.754
95.397	1.698	3.099	-2.492
93.041	2.35	5.099	-3.169
90.197	3.042	7.53	-3.761
86.91	3.78	10.363	-4.234
83.226	4.553	13.578	-4.59
79.195	5.352	17.154	-4.785
74.872	6.16	21.074	-4.811
70.312	6.96	25.322	-4.666
65.571	7.732	29.879	-4.358
60.707	8.456	34.721	-3.901
55.775	9.111	39.821	-3.318
50.828	9.676	45.152	-2.651
45.918	10.131	50.66	-1.962
41.094	10.458	56.262	-1.299
36.4	10.64	61.87	-0.693
31.88	10.662	67.396	-0.169
27.567	10.51	72.752	0.254
23.487	10.179	77.851	0.565
19.662	9.671	82.607	0.76
16.113	9	86.937	0.838
12.862	8.181	90.765	0.807
9.928	7.238	94.017	0.68
7.334	6.2	96.616	0.477
5.103	5.094	98.496	0.25
3.254	3.95	99.624	0.07
1.804	2.798	100	0
0.766	1.678		

LAMPIRAN 2



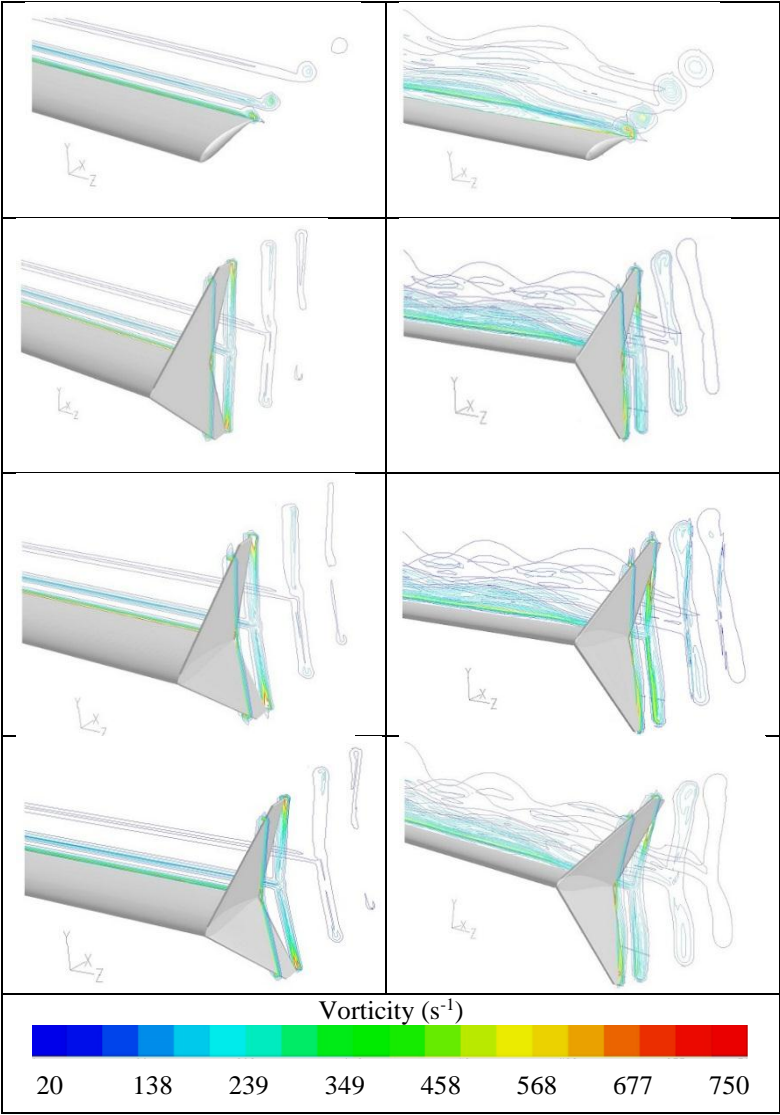
Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada $\alpha = 0^\circ$

LAMPIRAN 3



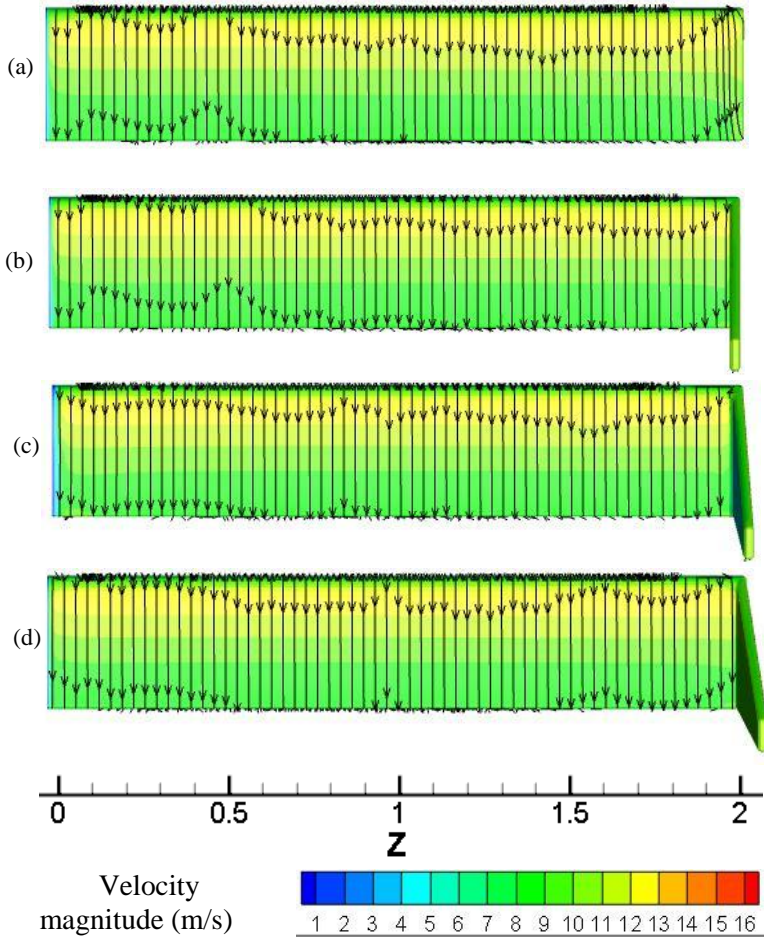
Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada $\alpha = 12^\circ$

LAMPIRAN 4



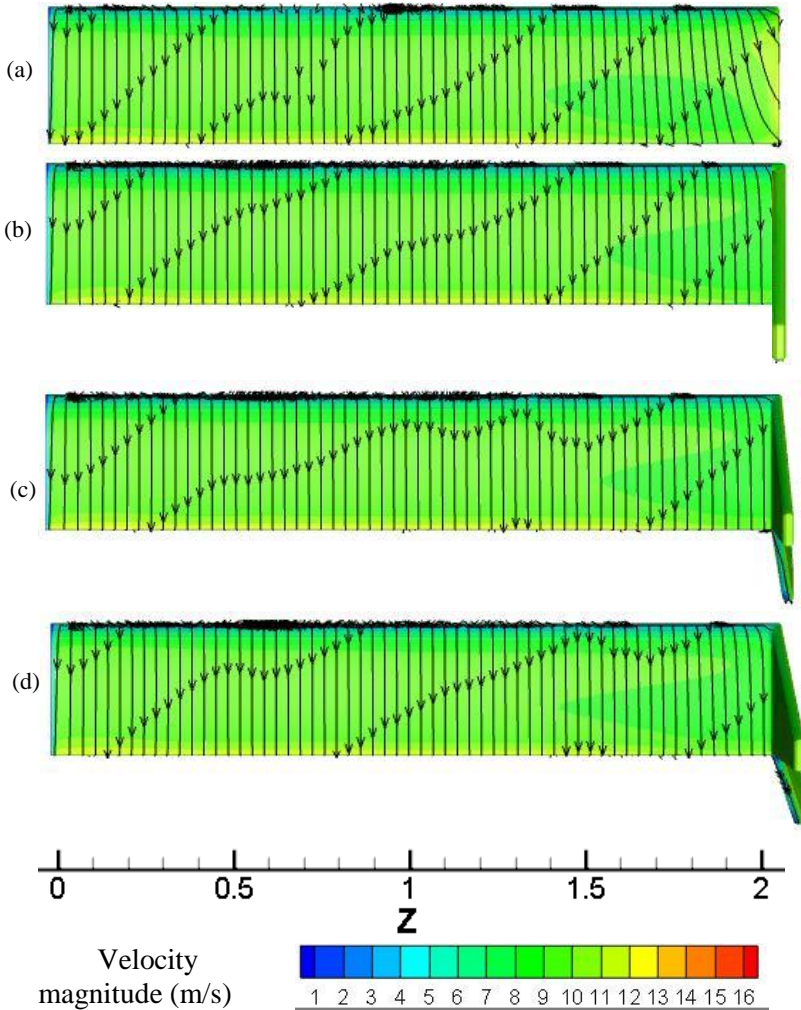
Fenomena *tip vortex* pada sudut serang 0° dan 12°

LAMPIRAN 5



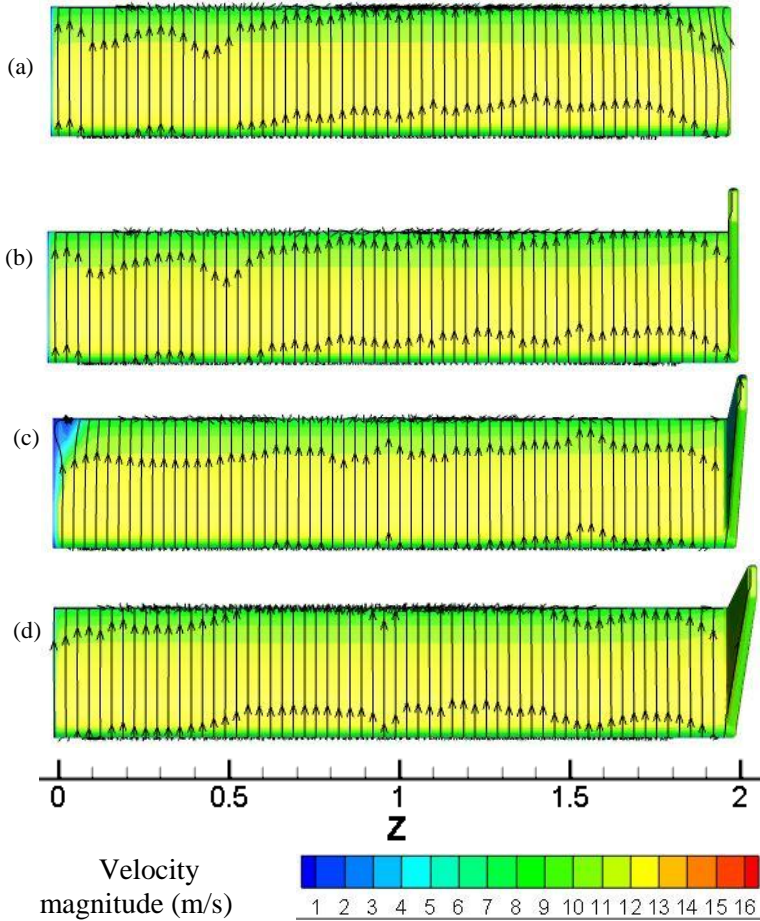
Kontur kecepatan dan *streamline* area *lower surface* airfoil bidang *x-z* pada airfoil tanpa *forward wingtip fence* (a), airfoil dengan *forward wingtip fence* *cant angle* 90° (b) *cant angle* 85° (c) dan *cant angle* 80° (d) sudut serang 0°

LAMPIRAN 6



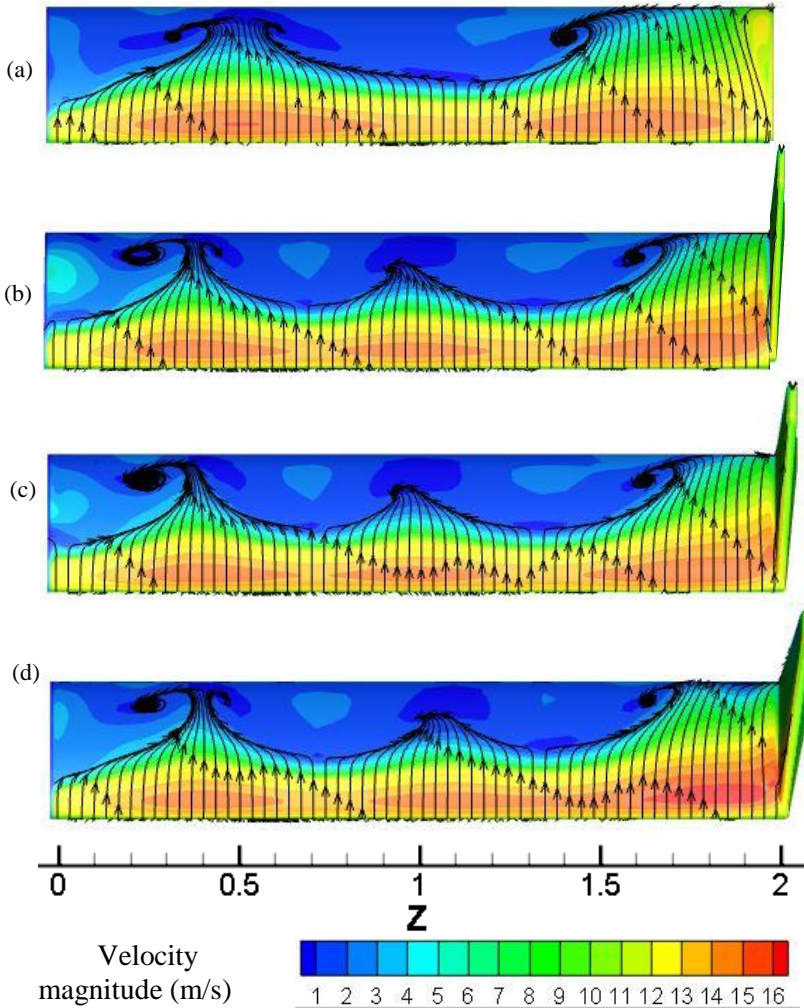
Kontur kecepatan dan *streamline* area *lower surface* airfoil bidang *x-z* pada airfoil tanpa *forward wingtip fence* (a), airfoil dengan *forward wingtip fence* *cant angle* 90° (b) *cant angle* 85° (c) dan *cant angle* 80° (d) sudut serang 12°

LAMPIRAN 7



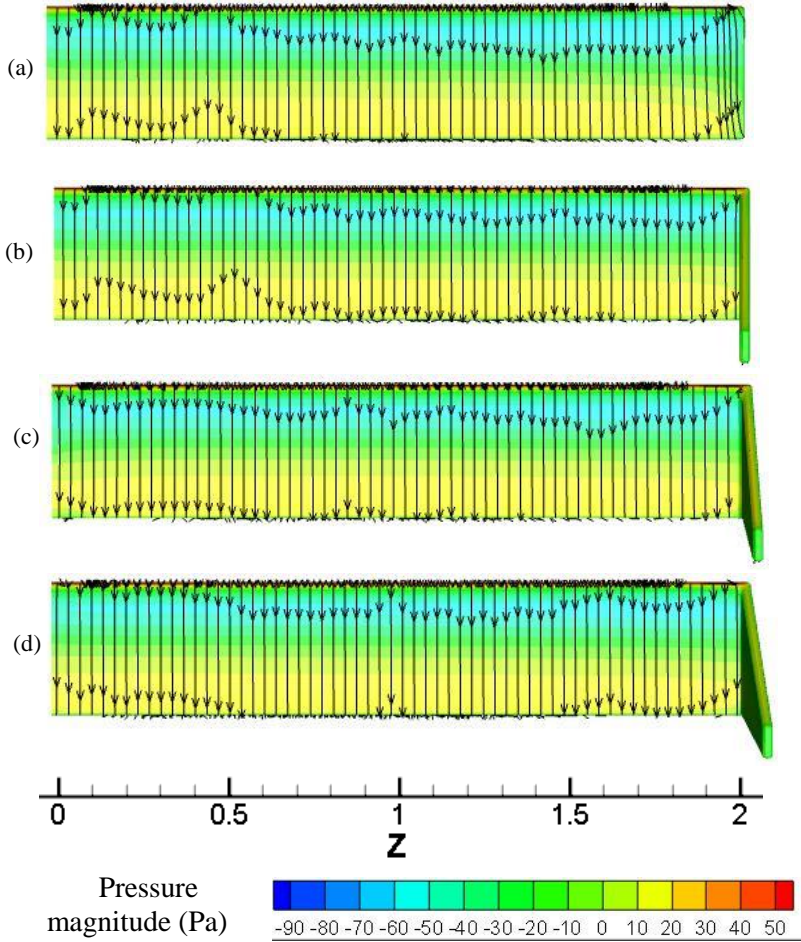
Kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface* airfoil bidang x - z pada airfoil tanpa forward wingtip fence (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b) cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 0°

LAMPIRAN 8



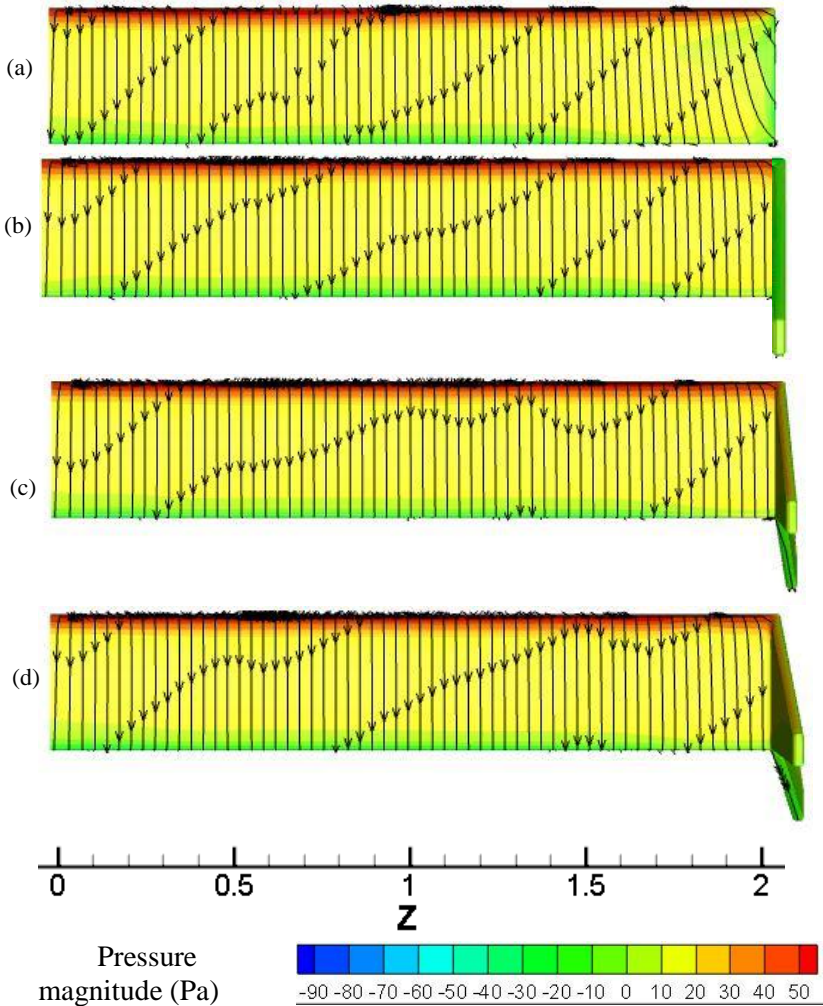
Kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface* airfoil bidang *x-z* pada airfoil tanpa *forward wingtip fence* (a), airfoil dengan *forward wingtip fence* cant angle 90° (b) cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 12°

LAMPIRAN 9



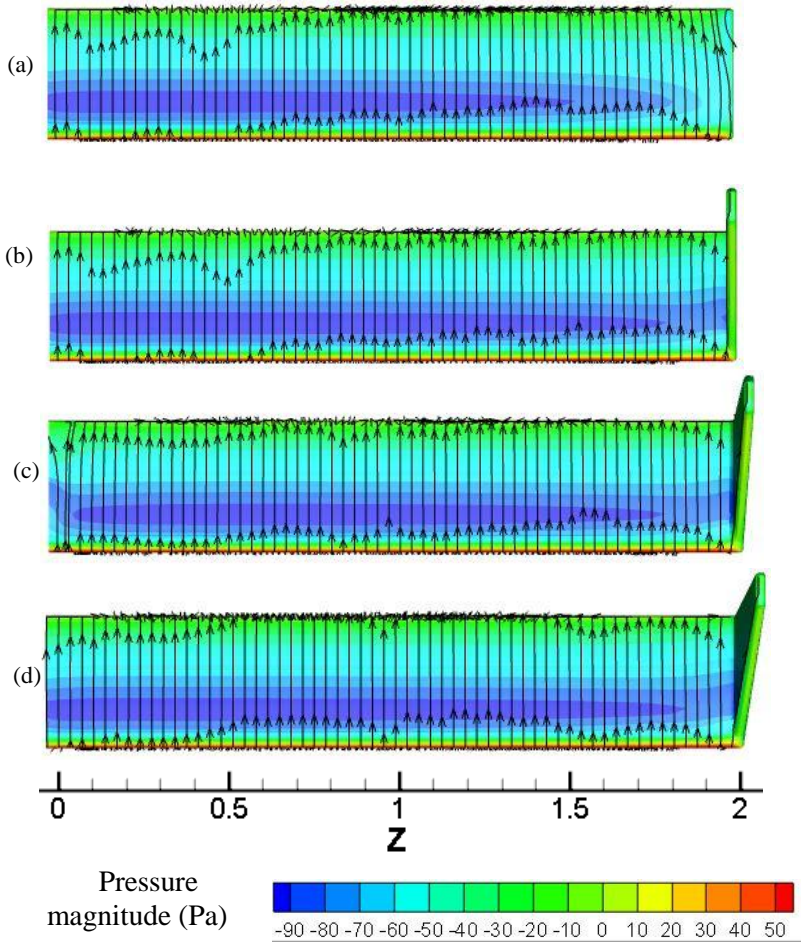
Kontur tekanan dan *streamline* area lower surface airfoil bidang *x-z* pada airfoil tanpa forward wingtip fence (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b) cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 0°

LAMPIRAN 10



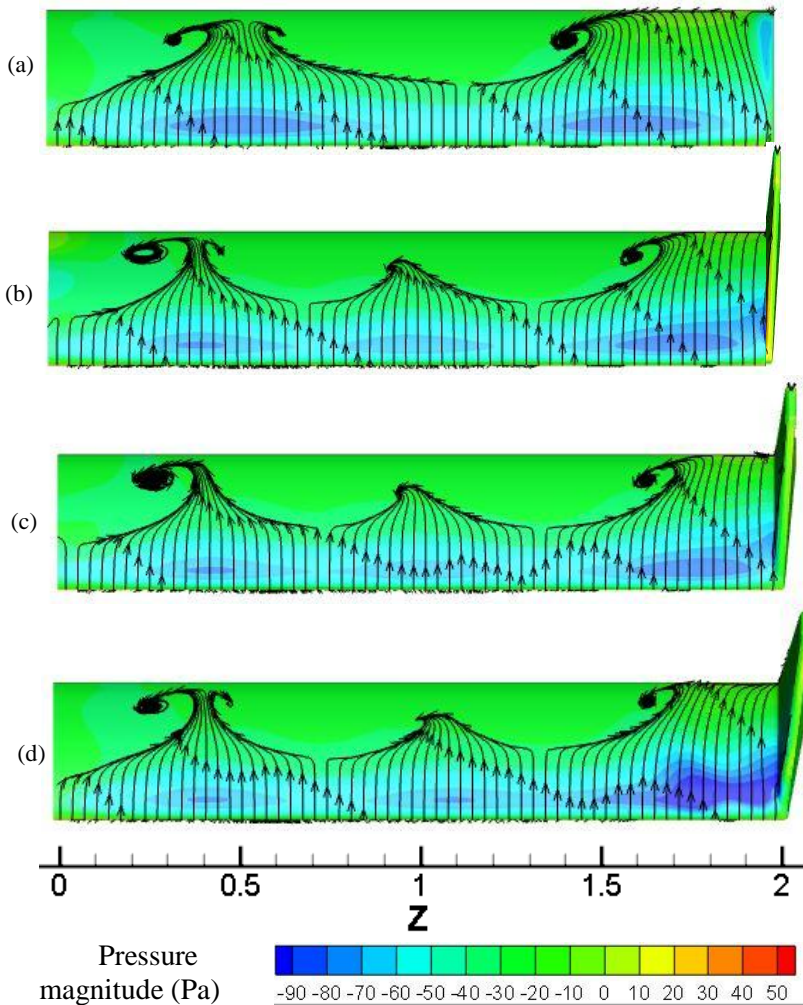
Kontur tekanan dan *streamline* area *lower surface airfoil* bidang x - z pada *airfoil* tanpa *forward wingtip fence* (a), *airfoil* dengan *forward wingtip fence* *cant angle* 90° (b) *cant angle* 85° (c) dan *cant angle* 80° (d) sudut serang 12°

LAMPIRAN 11



Kontur tekanan dan *streamline* area upper surface airfoil bidang x - z pada airfoil tanpa forward wingtip fence (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b) cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 0°

LAMPIRAN 12



Kontur tekanan dan *streamline* area *upper surface* airfoil bidang x - z pada airfoil tanpa forward wingtip fence (a), airfoil dengan forward wingtip fence cant angle 90° (b) cant angle 85° (c) dan cant angle 80° (d) sudut serang 12°

BIODATA PENULIS



Anang Saputra Panjaitan dilahirkan di kota Pematang Siantar pada 21 April 1994. Penulis merupakan anak ketiga dari empat bersaudara. Orangtua penulis bernama Paulus Riyanto dan Suprpti. Riwayat pendidikan penulis diawali di SDN 002 Papanrejo dari kelas I-III (2000-2003), pada kelas IV-VI (2003-2006) penulis melanjutkan pendidikan di SDN 025 Teluk Binjai – Dumai. Penulis melanjutkan pendidikan di SMPN 2 Dumai pada tahun 2006-2009, kemudian melanjutkan pendidikan di SMA Santo

Tarcisius Dumai pada tahun 2009-2012. Penulis melanjutkan pendidikan jenjang Strata -1 di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri di Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya sejak tahun 2013.

Selama perkuliahan penulis aktif dalam kegiatan akademik, organisasi, dan kepanitiaan. Dalam kegiatan akademik penulis menjadi asisten dosen mata kuliah Dinamika Teknik. Dalam organisasi kemahasiswaan, penulis aktif menjadi Staff Departemen Sosial Masyarakat di Himpunan Teknik Mesin ITS pada periode 2014-2015. Pada tahun yang sama penulis aktif menjadi kru ITSTV dan menjabat sebagai staff *sponsorship and promotion*. Selanjutnya menjadi Kabiro *Internal Event* Departemen Umum di Himpunan Teknik Mesin ITS pada periode 2015-2016. Dalam bidang kepanitiaan penulis aktif dalam kegiatan *Indonesian Energy Marathon Challenge 2014* sebagai staff publikasi dan dokumentasi sekaligus sebagai *Liaison Officer*. Pada tahun 2016 penulis menjadi koordinator acara *Mechanical City 2016*. Penulis pernah Kerja Praktek di perusahaan PT Semen Indonesia di Tuban.

Motto hidup penulis adalah “*Happines is power*”. Penulis terbuka menerima masukan dan saran terkait tugas akhir ini. Pembaca dapat menghubungi penulis melalui surel/*email* penulis panjaitan.anang@gmail.com.